TECHNICZNE NOWOŚCI LOTNICZE

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

ROK IV. WARSZAWA – LIPIEC 1936 r. Nr. 7

Redaktor Naczelny: Inż. JAN TUSZYŃSKI.

T R E Ś Ć

OBLICZENIE SKRZYDEŁ WIELODŹWIGAROWYCH

Dr. Inż. WITOLD BILLEWICZ

(Dalszy ciąg))*

Obliczenie przekroju zamocowanego

Zamocowany przekrój skrzydła, w którym panują największe naprężenia zarówno styczne — w powłoce i ściankach, jak i normalne — w pasach dźwigarów, należy obliczyć nieraz zgrubsza, niezależnie od obliczeń całego układu skrzydła. Obliczenie takie odgrywa ważną rolę w praktyce konstruktorskiej, gdyż odrazu pozwala się zorjentować w koniecznych wymiarach przekroju i ułatwia temsamem dalsze obliczenia poszczególnych elementów konstrukcji. Z równania (18'), dla kesonów przy kadłubie, po podstawieniu wartości

$$B_{n,i} = A_{n,i} + 6\,\delta_{n,i} \quad \text{i} \quad b_{n,i} = a_{n,i} + 3\,\delta_{n,i}$$

otrzymujemy zależność:

$$\begin{aligned} &- a_{n,i}(P_{n,i+1} - P_{n-1,i+1}) - 3\,\delta_{n,i}\,P_{n,i+1} + \\ &+ A_{n,i}(P_{n,i} - P_{n-1,i}) + 6\,\delta_{n,i}\,P_{n,i} + \\ &- a_{n,i}(P_{n,i-1} - P_{n-1,i-1}) - 3\,\delta_{n,i}\,P_{n,i-1} - c_{n,i}\,q_{n,i+1} + \\ &- C_{n,i}\,q_{n,i} - c_{n,i}\,q_{n,i-1} + 3\,f_{n,i}(q_Q) = 0 \end{aligned}$$

Biorąc teraz pod uwagę faktyczny stan obciążenia skrzydła i traktując go jako stan obciążenia ciągłego, będziemy brali kesony o długości bardzo małej Δl (odległości wyobrażalnych żeber usztywniających) i założymy w granicy $\Delta l \longrightarrow 0$. Oznaczamy: $P_{n,i} - P_{n-1,i} = \Delta P_{n,i}$, wówczas równanie poprzednie po podstawieniu wartości na

$$a_{n,i},\quad A_{n,i},\quad c_{n,i},\quad C_{n,i},\quad \delta_{n,i}$$

otrzyma postać następującą:

$$\begin{aligned} &\left(-\frac{3\,h^2}{G_{śc.}\,F_{śc.}} + \frac{\Delta l^2}{E_p\,F_p}\right)\frac{\Delta P_{n,i+1}}{\Delta l} - \frac{3\,\Delta l}{E_p\,F_p}P_{n,i+1} + \\ &+ \left(\frac{6\,H_i^2}{G_{powł.}\,F_{powł.}} + \frac{6\,h^2}{G_{śc.}\,F_{śc.}} - \frac{2\,\Delta l^2}{E_p\,F_p}\right)\frac{\Delta P_{n,i}}{\Delta l} + \\ &+ \frac{6\,\Delta l}{E_p\,F_p}P_{n,i} + \left(-\frac{3\,h^2}{G_{śc.}\,F_{śc.}} + \frac{\Delta l^2}{E_p\,F_p}\right)\frac{\Delta P_{n,i-1}}{\Delta l} + \\ &- \frac{3\,\Delta l}{E_p\,F_p}P_{n,i-1} = c_{n,i}\,q_{n,i+1} + C_{n,i}\,q_{n,i} + \\ &+ c_{n,i}\,q_{n,i-1} - 3\,f_{n,i}(q_Q) \end{aligned}$$

Jednostkowy zaś kąt skręcenia dla tego odcinka przy kadłubie wyrazi się zgodnie ze wzorem (21):

$$\begin{aligned} \frac{\Delta\varphi}{\Delta l} = \gamma_n + \alpha_{n,i} - \frac{1}{24\,Hh}\Big(&C_{n,i}\frac{\Delta P_{n,i}}{\Delta l} + \\ &+ c_{n,i}\frac{\Delta P_{n,i-1}}{\Delta l} + c_{n,i}\frac{\Delta P_{n,i+1}}{\Delta l}\Big) \end{aligned}$$

Przechodząc teraz do granic przy $\Delta l \longrightarrow 0$ otrzymamy równania pozwalające na obliczenie wartości:

$$\lim\left(\frac{\Delta\varphi}{\Delta l}\right)_{\Delta l \longrightarrow 0} = \frac{d\varphi}{dl} = \gamma_0 \quad \text{i}$$

$$\lim\left(\frac{\Delta P}{\Delta l}\right)_{\Delta l \longrightarrow 0} = \frac{dP}{dl}$$ dla poszczególnych kesonów w przekroju zamocowanym.

Dla kesonu i^{tego} otrzymujemy:

*) Początek drukowany w Nr. 4 (str. 72—77) i 5 (str. 98—103).

$$-\frac{3h^2}{G_{śc.}F_{śc.}}\cdot\frac{dP_{n.i+1}}{dl}+\left(\frac{6H^2}{G_{powl}F_{powl.}}+\right.$$

$$\left.+\frac{6h^2}{G_{śc.}F_{śc}}\right)\frac{dP_{n.i}}{dl}-\frac{3h^2}{G_{śc.}F_{śc.}}\cdot\frac{dP_{n,i-1}}{dl}=$$

$$=c_{n,i}q_{n,i+1}+C_{n,i}q_{n,i}+c_{n,i}q_{n,i-1}-3f_{n,i}(q_Q); \qquad (22)$$

$$\text{i}\quad \gamma_0=\gamma_n+\alpha_{n,i}-\frac{1}{24Hh}\left(C_{n,i}\frac{dP_{n,i}}{dl}+\right.$$

$$\left.+c_{n,i}\frac{dP_{n,i-1}}{dl}+c_{n,i}\frac{dP_{n,i+1}}{dl}\right)\quad .\ .\ .\ .\quad (23)$$

gdzie γ_0 jest stałe dla całego przekroju zamocowanego.

Z układu równań (22) i (23) znajdujemy wartości naprężeń stycznych i wartości pochodnych sił normalnych w przekroju zamocowanym. Poznanie wartości tych pochodnych może być praktycznie wykorzystane dla obliczenia skrzydła w ten sposób, że znajdujemy przybliżone wartości sił osiowych, zakładając linjowy wzrost tych sił od zera w punkcie odległym o $\frac{1}{5}$ do $\frac{1}{4}$ długości skrzydła od przekroju zamocowanego, do wartości maksymalnej w tym przekroju.

Otrzymujemy wówczas

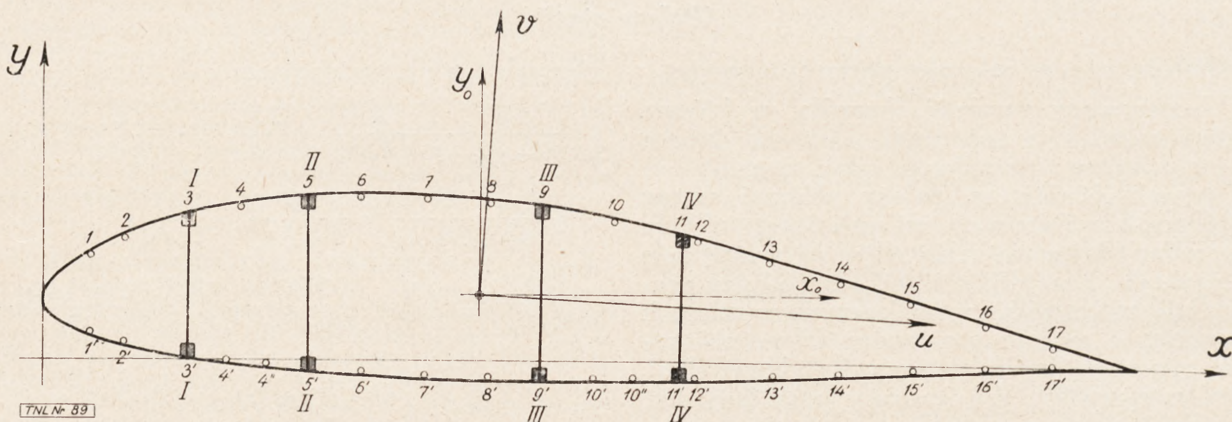
$$P_{max}=\left(\frac{dP}{dl}\right)_{x=0}\cdot l_1 \quad \text{gdzie } l_1=\frac{1}{5}\,l \text{ do } \frac{1}{4}\,l.$$

Wykorzystaną tu być może również znajomość ogólnego charakteru krzywych $P=f(x)$, czyli krzywych dających pojęcie o zmienności sił osiowych wzdłuż skrzydła. Dla określenia środka skręcenia przekroju zamocowanego zakładamy w równaniu (23) $\gamma_0=0$ i z równań (22), (23) i (4) określamy spółrzędne środka skręcenia.

Przerobimy teraz przykład liczbowy dla bliższego zaznajomienia się z całością obliczeń.

Przykład liczbowy

Jako przykład liczbowy rozpatrzymy skrzydło czterodźwigarowe, jak na rys. 11ym, dające w przekroju pięć obszarów dwuspójnych. Rozwiązanie podane daje wyraźne wskazówki jak korzystać w sposób najbardziej dogodny ze wzorów wyprowadzonych. Dane liczbowe wzięte są z pracy p. Kisielewa (Tiechnika Wozdusznogo Fłota), lecz otrzymane wyniki są zupełnie odmienne ze względu na szereg błędów w pracy powyższej.



Rys. 11.

Oprócz pasów dźwigarów skrzydło zawiera jeszcze szereg podłużnic usztywniających, których powierzchnia przekroju jest znacznie mniejszą od powierzchni przekroju pasów, które współdziałają jednak w przenoszeniu naprężeń normalnych. Powłoka zewnętrzna jest wykonaną z blachy falistej i nie przenosi wcale naprężeń normalnych, przy obliczaniu zaś wydatku naprężeń stycznych q_Q, korzystamy ze wzoru

$$q_Q=\frac{Q_x\cdot S_y}{I_y}+\frac{Q_y\cdot S_x}{I_x}$$

gdzie momenty statyczne i momenty bezwładności względem osi głównych obliczamy tylko dla przekrojów podłużnic, pomijając wpływ przekroju blachy, nie pracującej przy zginaniu belki. Analogicznie jeżeli chodzi o podział przekroju na obszary dwuspójne i znalezienie dodatkowych naprężeń normalnych od skręcania, to uwzględniamy tam tylko przekroje pasów dźwigarów, pomijając kilkakrotnie słabsze przekroje podłużnic.

W przykładzie bieżącym obieramy skrzydło raz jako nieskończenie długie i drugi raz jako o długości skończonej z jednym końcem zamocowanym, zakładając każdorazowo, iż obciążającą jest siła Q, działająca w kierunku osi głównej v; w ogólnym wypadku natomiast analogiczne obliczenie powtórzyć należy i dla składowej Q_u w kierunku drugiej osi głównej u, co nie stanowi już żadnej trudności, gdyż jest tylko dosłownem powtórzeniem obliczenia pierwszego. Wszystkie wielkości niewiadome obliczamy w zależności od siły ścinającej Q i od ramienia c tej siły względem środka ciężkości przekroju, co pozwoli również łatwo wyznaczyć środ-

dek skręcenia tego przekroju. Spółczynniki sprężystości linjowej i postaciowej przyjęto odpowiednio (jak dla duralu): $E = 7{,}2 \,.\, 10^5$ kg/cm² i $G = 2{,}6 \,.\, 10^5$ kg/cm².

Dla otrzymania układu równań (6), które łącznie z równaniem (4) stanowią o rozwiązaniu zadania, układamy tabele I. II, III, z których otrzymujemy wszystkie dane potrzebne. Wymiary w tablicach podane są odpowiednio w kilogramach i centymetrach.

Oznaczenia przyjęte

x, y — osie dowolnie przyjętego układu spółrzędnych (rys. 11).

x_0, y_0 — spółrzędne środka ciężkości przekroju i układ osi środkowych, odpowiednio równoległych do poprzednich.

u, v — główne osie przekroju.

ΔF — powierzchnia przekroju podłużnicy, lub pasa dźwigara.

I — moment bezwładności.

$\Delta q_{Q=1} = \dfrac{\Delta F_i v_i}{I_u}$ — przyrost wydatku naprężeń stycznych w powłoce rozciętej, przy obciążeniu siłą jednostkową Q = 1, działającą w kierunku osi v.

h_i — odległość dowolnej stycznej do krzywej obwodu od środka ciężkości przekroju.

Δs_i — długość łuku odcinka obwodu między punktami podłużnic.

Zgodnie z układem przyjętym na rys. 5 (str. 74) zakładamy przecięcie blachy powłoki zewnętrznej na odcinkach: 2—3, 4—5, 8—9, 10—11 i 11—12. Dla uproszczenia obliczeń mierzymy długości łuków Δs_i wzdłuż cięciwy, co jest zupełnie dopuszczalne dla odcinków krótkich, mało odbiegających od linji prostej, dla części zaś przedniej i tylnej przekroju (łuki 1—1' i 17'—17) przyjmujemy po dwa odcinki, dostatecznie dokładnie zastępujące te części. Otrzymujemy w ten sposób skończoną ilość odległości h_i potrzebnych do obliczenia momentu skręcającego. Tabela I zawiera dane geometryczne przekroju skrzydła, z których obliczamy główne momenty bezwładności.

TABELA I.

Obliczenie spółrzednych środka ciężkości przekroju skrzydła i momentów bezwładności względem osi x, y.

Nr.Nr. kolejn.	Nr.Nr. przekr.	ΔF	x	y	$\Delta F.x$	$\Delta F.y$	x^2	y^2	$x.y$	$\Delta F.x^2$	$\Delta F.y^2$	$\Delta F.x.y$
1	1	1,26	30,0	71,5	37,8	90,1	900	5112	2145	1134	6441	2703
2	1'	1,26	30,0	16,0	37,8	20,2	900	256	480	1134	323	605
3	2	1,26	53,0	84,0	66,8	105,8	2809	7056	4452	3540	8891	5610
4	2'	1,26	52,5	8,0	66,1	10,1	2756	64	420	3470	81	529
5	3	10,18	95,0	97,5	967,1	992,6	9025	9506	9262	91875	96771	94287
6	3'	10,18	95,0	2,0	967,1	20,4	9025	4	190	91875	41	1934
7	4	1,883	128,5	104,5	242,0	196,8	16512	10920	13428	31092	20562	25285
8	4'	1,26	120,0	3,5	151,2	—4,4	14400	12	—420	18144	15	—529
9	4''	1,26	146,0	—6,0	184,0	—7,6	21316	36	—876	26858	45	—1104
10	5	10,18	173,0	108,0	1761,1	1099,4	29929	11664	18684	304677	118740	190203
11	5'	10,18	173,0	5,5	1761,1	—56,0	29929	30	—952	304677	308	—9686
12	6	1,883	208,0	109,9	391,7	206,9	43264	12078	22859	81466	22743	43043
13	6'	1,26	208,5	—10,5	262,7	—13,2	43472	110	—2189	547747	139	—2758
14	7	1,883	252,0	109,0	474,5	205,2	63504	11881	27468	119578	22372	51722
15	7'	1,26	252,0	—12,5	317,5	—15,8	63504	156	—3150	80015	197	—3969
16	8	1,883	295,0	106,5	555,5	200,5	87025	11342	31417	163868	21357	59158
17	8'	1,26	295,0	—14,0	371,7	—17,6	87025	196	—4130	109652	247	—5204
18	9	10,18	329,2	104,5	3351,3	1063,8	108373	10920	34401	1103237	111166	350202
19	9'	10,18	329,2	—11,0	3351,3	—112,0	108373	121	—3621	1103237	1232	—36862
20	10	1,883	374,6	94,5	705,4	177,9	140325	8930	35400	264232	16816	66658
21	10'	1,26	361,75	—14,0	455,8	—17,6	130863	196	—5064	164887	247	—6381
22	10''	1,26	387,65	—14,0	488,4	—17,6	150273	196	—5427	189344	247	—6838
23	11	10,18	421,0	84,0	4285,8	855,1	177241	7056	35364	1804313	71830	360006
24	11'	10,18	421,0	—11,0	4285,8	—112,0	177241	121	—4630	1804313	1232	—47133
25	12	1,225	431,65	80,65	528,8	98,8	186322	6504	34813	228244	7967	42646
26	12'	1,225	431,65	—11,0	528,8	—13,5	186322	121	—4750	228244	148	—5819
27	13	1,883	478,5	70,0	901,0	131,8	228962	4900	33495	431135	9227	63071
28	13'	1,26	480,0	—12,0	604,8	—15,1	230400	144	—5760	290304	181	—7258
29	14	1,81	526,2	56,0	952,4	101,4	276886	3136	29467	501164	5676	53335
30	14'	1,81	526,2	—6,0	952,4	—10,9	276886	36	—3157	501164	65	—5714
31	15	1,883	572,0	44,0	1077,1	82,9	327184	1936	25168	616087	3645	47391
32	15'	1,26	573,5	—7,0	722,6	—8,8	328902	49	—4015	414415	62	—5059
33	16	1,26	622,0	30,0	783,7	37,8	386884	900	18660	487474	1134	23512
34	16'	1,26	622,6	—4,0	784,5	—5,0	387631	16	—2490	488415	20	—3137
35	17	1,26	666,2	16,0	839,4	20,2	443822	256	10659	559216	323	13430
36	17'	1,26	666,5	—1,0	839,8	—1,3	444222	1	—667	559720	1	—840
		122,11	$x_0 = 287{,}1$	$y_0 = 43{,}3$	35054,8	5289,3				13719947	550492	1347039

Środek ciężkości określony jest przez spółrzędne

$$x_0 = \frac{35051,8}{122,11} = 287,1 \text{ cm}, \quad y_0 = \frac{5289,3}{122,11} = 43,3 \text{ cm}.$$

Określenie położenia osi głównych u **i** v

Korzystając z danych w tabeli I obliczamy I_{x_0}, I_{y_0}, $I_{x_0 y_0}$

$$I_{x_0} = 550492 - 122,11 \cdot (43,3)^2 = 550492 - 228943 = \underline{321549} \text{ cm.}^4$$

$$I_{y_0} = 13719947 - 122,11 \cdot (287,1)^2 = 13719947 - 10065089 = \underline{3654858} \text{ cm.}^4$$

$$I_{x_0 y_0} = 1347039 - 122,11 \cdot 43,3 \cdot 287,1 = 1347039 - 1518002 = \underline{-170963} \text{ cm.}^4$$

Kąt nachylenia osi głównych określimy ze wzoru:

$$\operatorname{tg} 2\alpha = \frac{2\, I_{x_0 y_0}}{I_{y_0} - I_{x_0}} = \frac{-341926}{3654858 - 321549} = -0,10258$$

stąd

$2\alpha = -5,857^0$, $\alpha = -2,9285^0$ czyli $\alpha = -2^0 56'$.

Otrzymujemy w ten sposób osie główne u i v jak na rys. 11.

Obliczenie głównych momentów bezwładności I_u **i** I_v

$$I_u = I_{x_0} \cdot \cos^2 \alpha + I_{y_0} \cdot \sin^2 \alpha - I_{x_0 y_0} \cdot \sin 2\alpha$$

$$I_v = I_{x_0} \cdot \sin^2 \alpha + I_{y_0} \cdot \cos^2 \alpha + I_{x_0 y_0} \cdot \sin 2\alpha$$

gdzie $\sin \alpha = -0,05109$, $\sin 2\alpha = -0,102046$, $\cos \alpha = 0,998694$, $\sin^2 \alpha = 0,0026102$, $\cos^2 \alpha = 0,9973897$

po podstawieniu tych wartości otrzymujemy:

$$I_u \cong 312800 \text{ cm.}^4$$

$$I_v \cong 3663600 \text{ cm.}^4$$

W tabeli II podane są spółrzędne poszczególnych punktów przekroju względem osi głównych.

TABELA II.

Obliczenie spółrzędnych poszczególnych punktów przekroju względem osi głównych

$v = (y - y_0) \cos \alpha - (x - x_0) \sin \alpha; \quad u = (x - x_0) \cos \alpha + (y - y_0) \sin \alpha.$

Nr.Nr. prętów	ΔF	$x - x_0$	$y - y_0$	$(y - y_0) \cos \alpha$	$(x - x_0) \sin \alpha$	v	$(x - x_0) \cos \alpha$	$(y - y_0) \sin \alpha$	u
1	1,26	—257,1	28.2	28.16	13,14	15,02	—256.76	—1,44	—258,20
1'	1,26	—257,1	—27.3	- 27 26	13,14	—40,40	—256.76	1,39	—255,37
2	1,26	—234,1	40,7	40,65	11,96	28,69	—233,79	—2,08	—235,87
2'	1,26	—234,6	—35,3	—35,25	11,99	—47,24	—234,29	1,80	—232,49
3	10,18	—192,1	54,2	54,13	9,81	44.32	—191,85	—2,77	—194,62
3'	10,18	—192,1	—41,3	—41,25	9,81	—51,06	—191 85	2,11	—189,74
4	1,883	—158,6	61,2	61,12	8,10	53,02	—158,39	—3,13	—161,52
4'	1,26	—167,1	—46,8	—46,74	8,54	—55,28	—166,88	2,39	—164,49
4''	1,26	—141.1	—49,3	—49,24	7,21	—56,45	—140,92	2,52	- 138,40
5	10,18	—114,1	64,7	64,62	5.83	58.79	—113,95	—3,31	—117,26
5'	10,18	—114,1	—48,8	—48,74	5,83	—54.57	—113,95	2,49	—111,46
6	1,883	79,1	66,6	66,51	4,04	62 47	— 79,00	— 3,40	— 82,40
6'	1,26	— 78,6	—53,8	—53,73	4,02	—57,75	— 78,50	2,75	— 75,75
7	1,883	— 35 1	65,7	65,61	1,79	63,82	— 35,05	—3,36	— 38 41
7'	1,26	— 35,1	—55,8	—55,73	1,79	—57,52	— 35,05	2 85	— 32,20
8	1,883	7,9	63,2	63,12	— 0 40	63,52	7,89	—3,23	4,66
8'	1,26	7,9	—57,3	—57,23	— 0,40	—56,83	7,89	2,93	10,82
9	10,18	42.1	61,2	61,12	— 2,15	63,27	42,05	—3,13	38 92
9'	10,18	42,1	—54,3	—54 23	— 2,15	—52,08	42,05	2 77	44.82
10	1,883	87 5	51,2	51,13	— 4,47	55,60	87,39	—2 62	84,77
10'	1,26	74 65	—57,3	—57,23	— 3,81	—53,42	74,55	2,93	77,48
10''	1,26	100,55	—57.3	—57,23	— 5,14	—52,09	100,42	2,93	103,35
11	10,18	133,9	40,7	40.65	— 6,84	47,49	133,73	—2,08	131,65
11'	10,18	133 9	—54,3	—54,23	— 6,84	—47,39	133,73	2,77	136,50
12	1,225	144,55	37,35	37,30	— 7,39	44,69	144,36	—1,91	142,45
12'	1,225	144,55	—54,3	- 54,23	— 7,39	—46,84	144,36	2,77	147,13
13	1,883	191,4	26,7	26.67	— 9,78	36,45	191,15	—1,36	189,79
13'	1,26	192,9	—55,3	—55,23	— 9,86	—45,37	192,65	2,83	195.48
14	1,81	239,1	12,7	12,68	—12,22	24,90	238.79	—0,65	238,14
14'	1,81	239,1	—49,3	—49,24	—12,22	—37,02	238,79	2,52	241,31
15	1,883	284,9	0,7	0,70	—14,56	15,26	284.53	—0,04	284 49
15'	1,26	286,4	—50,3	—50,23	—14,63	—35,60	286,03	2 57	288.60
16	1.26	334,9	—13,3	—13,28	—17,11	3,83	334,46	0,68	335,14
16'	1 26	335,5	—47,3	—47,24	—17,14	—30,10	335,06	2,42	337,48
17	1.26	379,1	—27,3	—27,26	—19,37	— 7,89	378,60	1,39	379,99
17'	1,26	379,4	—44,3	—44,24	—19,38	—24,86	378,90	2,26	381,16

Układamy teraz tabelę III, zawierającą wartości poszczególnych wyrazów, niezbędnych do ułożenia równań (6). W rzędzie 6-m tej tabeli podane są wartości wydatku naprężeń stycznych w przekroju rozciętym (jak na rys. 5-m), które są zwiększone w stosunku 10^5 ze względu na małe wartości liczbowe. W ostatnim wierszu tabeli, odpowiadającym odcinkowi 12 — 11, powinna wypaść wartość $q_{Q=1} = 0$, lub zbliżona do zera ze względu na niedokładności rachunkowe (w naszym przykładzie wartość ta wynosi 0,0000059). Zwrócić jeszcze należy uwagę na znaki w wyrazach rzędu 9-go, podające wartości iloczynu $h_i \Delta s_i q_{Q=1}$, znaki te odpowiadają zwrotowi wektora momentu określonego przez ten iloczyn. Widocznem jest teraz, iż ze względu na przyjęty kierunek dla dodatnich wartości wydatku q_Q (jak na rys. 5) otrzymujemy ujemny znak iloczynu dla przedziału 9—9' (wiersz 23) i przedziału 11—11' (wiersz 27), chociaż znaki wszystkich czynników są dodatnie.

TABELA III.

Obliczenie poszczególnych wyrazów do równań (6)-go i (4)-go.

Nr.Nr. kolejne	Nr.Nr. przedziałów	ΔF	v_i	$\Delta q_{Q=1} \cdot 10^5$	$q_{Q=1} \cdot 10^5$	h_i	Δs_i	$h_i \Delta s_i q_{Q=1}$	δ_i	$G \cdot \delta_i$	$\frac{\Delta s_i}{G\delta_i}$	$\frac{\Delta s_i}{G\delta_i} \cdot q_{Q=1} \cdot 10^8$
1	3 — 2	—	—	0	0	110,0	44,1	0	0,05	13 10³	0,00339	0
2	2 — 1	1,26	28,69	11,56	11,56	145,5	25 8	0 431	0,05	13· 10³	0,00198	22,889
3	1 — 1'	1,26	15,02	6,05	17,61	178,0 / 210,0	37,5 / 44,2	2,813	0,05	13· 10³	0,00628	110,591
4	1' — 2'	1,26	—40,40	— 16,27	1,34	109,5	23,5	0,0345	0,05	13. 10³	0,00181	2,425
5	2' — 3'	1,26	—47,24	— 19,03	— 17,69	68,4	43,0	— 0,520	0,05	13. 10³	0,00331	—58,554
6	5 — 4	—	—	0	0	71,1	45,5	0	0,05	13 10³	0,00350	0
7	4 — 3	1,883	53,02	31,92	31,92	85,5	34,0	0,928	0,071	18,46. 10³	0,00184	58,733
8	3 — 3'	10,18	44,32	144,24	176,16	192,3	100,5	34,045	0,125	32,5. 10³	0,00309	544,334
9	3' — 4'	10,18	—51,06	—166,17	— 7,70	81,0	25,7	— 0,160	0,05	13. 10³	0,00198	— 15,246
10	4' — 4"	1,26	—55,28	— 22,27	— 29,97	62,5	26,2	— 0,491	0,05	13. 10³	0,00202	— 60,539
11	4" — 5'	1,26	— 56,45	— 22,74	— 52,71	47,5	27,5	— 0,689	0,05	13. 10³	0,00212	—111,745
12	9 — 8	—	—	0	0	62,0	35,8	0	0,05	13. 10³	0,00275	0
13	8 — 7	1,883	63,52	38,24	38,24	63,8	43,5	1,061	0,05	13. 10³	0,00335	128,104
14	7 — 6	1,883	63,82	38,42	76,66	63,8	44,6	2,181	0,05	13. 10³	0,00343	262,944
15	6 — 5	1,883	62,47	37,61	114,27	69,0	35,5	2,799	0,05	13. 10³	0,00273	311,957
16	5 — 5'	10,18	58,79	191,33	305,60	113,5	120,0	41,623	0,112	29,12. 10³	0,00412	1259,072
17	5' — 6'	10,18	—54,57	—177,60	75,29	64,2	40,0	1,933	0,05	13. 10³	0,00308	231,893
18	6' — 7'	1,26	—57,75	— 23,26	52,03	56,7	44,5	1,313	0,05	13. 10³	0,0 342	177,943
19	7' — 8'	1,26	—57,52	— 23,17	28,86	56,7	43,5	0,712	0,05	13. 10³	0,00335	96,681
20	8' — 9'	1,26	— 56,83	— 22,89	5,97	57,0	35,0	0,119	0,05	13. 10³	0,00269	16,059
21	11 — 10	—	—	0	0	67,9	47,5	0	0,08	20,8. 10³	0,00228	0
22	10 — 9	1,883	55,60	33,47	33,47	62,5	46,0	0,962	0,08	20,8. 10³	0,00221	73,969
23	9 — 9'	10,18	63,27	205,91	239,38	43,0	123,0	—12,661	0,112	29,12. 10³	0,00422	1010,184
24	9' — 10'	10,18	—52,08	—169,49	75,86	50,0	33,0	1,252	0,071	18,46. 10³	0,00179	135,789
25	10' — 10"	1,26	—53,42	— 21,52	54,34	56,9	26,3	0,813	0,05	13. 10³	0,0 002	109,767
26	10" - 11'	1,26	— 52,09	— 20,98	33,36	65,0	34,2	0,742	0,03	7,8. 10³	0,00438	146,117
27	11 — 11'	10,18	47,49	154,56	154,56	136,0	100,5	—21,125	0,125	32,5. 10³	0,00309	477,590
28	11' — 12'	10,18	—47,39	—154,23	33,69	29,9	12,0	0,121	0,03	7,8. 10³	0,00154	51,883
29	12' — 13'	1,225	—46,84	— 18,34	15,35	60,3	49,0	0,454	0,03	7,8. 10³	0,00628	96,398
30	13' — 14'	1,26	—45,37	— 18,27	— 2,92	66,2	47,0	— 0,091	0,03	7,8. 10³	0,00603	— 17,608
31	14' — 15'	1,81	—37,02	— 21,42	— 24 34	63,5	48,0	— 0,742	0,03	7,8. 10³	0,00615	—149,691
32	15' — 16'	1,26	—35,60	— 14,34	— 38,68	62,0	49,6	— 1,189	0,03	7,8. 10³	0,00636	—246,005
33	16' 17'	1,26	—30,10	— 12,12	— 50,80	67,0	44,2	— 1,504	0,03	7,8 10³	0,00567	—288,036
34	17' — 17	1,26	—24,86	— 10,01	— 60,81	60,0 / 89,6	57,0 / 60,0	— 5,349	0,03	7,8. 10³	0,01500	—912,150
35	17 — 16	1,26	— 7,89	— 3,18	— 63,99	89,9	45,1	— 2,594	0,03	7,8. 10³	0,00578	—369,862
36	16 — 15	1,26	3,83	1,54	— 62,45	76,8	51,5	2,470	0,03	7,8. 10³	0,00660	—412,170
37	15 — 14	1,883	15,26	9,19	— 53,26	89 8	46,3	— 2,214	0,03	7,8. 10³	0,00594	—316,364
38	14 - 13	1,81	24 90	14,41	— 38,85	70,0	48,2	— 1,311	0,03	7,8. 10³	0,00618	—240,093
39	13 — 12	1,883	36,45	21,94	— 16,91	78,5	47,7	— 0,633	0,03	7,8. 10³	0,00612	—103,489
40	12 — 11	1,225	44,69	17,50	0,59	46,5	12,0	0	0,03	7,8. 10³	0,00154	0
								40,60				

Możemy teraz przystąpić do napisania układu równań (6) dla wszystkich pięciu obszarów dwuspójnych (rys. 11). Odpowiadające im powierzchnie F_i są następujących wielkości: $F_1 = 6170$ cm.², $F_2 = 9100$ cm.², $F_3 = 19600$ cm.², $F_4 = 10400$ cm.², $F_5 = 16310$ cm.²

Po podstawieniu tych wielkości do równania (6) — (str. 76), otrzymujemy układ pięciu równań z niewiadomymi wydatkami naprężeń: q_1, q_2, q_3, q_4, q_5; ostatnie cztery wyrazy równania (6) znajdujemy przez sumowanie odpowiednich liczb z ostatniej szpalty tabeli III.

$$1)\ 2 \cdot 6170 \cdot \gamma = q_1 \cdot \frac{218{,}1}{13 \cdot 10^3} + (q_1 - q_2) \cdot \frac{100{,}5}{32{,}5 \cdot 10^3} - Q \cdot 467{,}0 \cdot 10^{-8}$$

$$2)\ 2 \cdot 9100 \cdot \gamma = q_2 \cdot \left(\frac{124{,}9}{13 \cdot 10^3} + \frac{34{,}0}{18{,}46 \cdot 10^3} \right) + (q_2 - q_1) \frac{100{,}5}{32{,}5 \cdot 10^3} + (q_2 - q_3) \frac{120{,}0}{29{,}12 \cdot 0^3} + - Q \cdot 843{,}5 \cdot 10^{-8}$$

$$3)\ 2 \cdot 19600 \cdot \gamma = q_3 \frac{322{,}4}{13 \cdot 10^3} + (q_3 - q_2) \frac{120{,}0}{29{,}12 \cdot 10^3} + (q_3 - q_4) \frac{123{,}0}{29{,}12 \cdot 10^3} + Q \cdot 1474{,}5 \cdot 10^{-8}$$

$$4)\ 2 \cdot 10400 \cdot \gamma = q_4 \left(\frac{93{,}5}{20{,}8 \cdot 10^3} + \frac{33{,}0}{18{,}46 \cdot 10^3} + \frac{26{,}3}{13 \cdot 10^3} + \frac{34{,}2}{7{,}8 \cdot 10^3} \right) + (q_4 - q_3) \frac{123{,}0}{29{,}12 \cdot 10^3} + (q_4 - q_5) \frac{100{,}5}{32{,}5 \cdot 10^3} + Q \cdot 998{,}2 \cdot 10^{-8}$$

$$5)\ 2 \cdot 16310 \cdot \gamma = q_5 \frac{617{,}6}{7{,}8 \cdot 10^3} + (q_5 - q_4) \frac{100{,}5}{32{,}5 \cdot 10^3} - Q \cdot 2429{,}6 \cdot 10^{-8}$$

Równania te po uporządkowaniu mogą być napisane w ostatecznej postaci:

$$1)\ 19{,}87\, q_1 - 3{,}09\, q_2 = 12340 \cdot 10^3 \cdot \gamma + 467{,}0 \cdot 10^{-5} \cdot Q$$

$$2)\ -3{,}09\, q_1 + 18{,}66\, q_2 - 4{,}12\, q_3 = 18200 \cdot 10^3 \gamma + 843{,}5 \cdot 10^{-5} \cdot Q$$

$$3)\ -4{,}12\, q_2 + 33{,}14\, q_3 - 4{,}22\, q_4 = 39200 \cdot 10^3 \gamma - 1474{,}5 \cdot 10^{-5} \cdot Q$$

$$4)\ -4{,}22\, q_3 + 20{,}01\, q_4 - 3{,}09\, q_5 = 20800 \cdot 10^3 \gamma - 998{,}2 \cdot 10^{-5} \cdot Q$$

$$5)\ -3{,}09\, q_4 + 82{,}27\, q_5 = 32620 \cdot 10^3 \cdot \gamma + 2429{,}6 \cdot 10^{-5} \cdot Q$$

Rozwiązujemy ten układ równań metodą Gauss'a, przez kolejne sprowadzanie spółczynników przy niewiadomych do jedności i odejmowanie równań stronami. W tym celu posługujemy się tabelą spółczynników.

TABELA SPÓŁCZYNNIKÓW.

q_1	q_2	q_3	q_4	q_5	γ	Q
1	$\frac{-3{,}09}{19{,}87} = -0{,}1555$				$\frac{12340 \cdot 10^3}{19{,}87} =$ $= 62{,}1037 \cdot 10^4$	$\frac{467{,}0 \cdot 10^{-5}}{19{,}87} =$ $= 23{,}5028 \cdot 10^{-5}$
-1	$\frac{18{,}66}{3{,}09} = 6{,}0388$ $\frac{5{,}8833}{5{,}8833} = 1$	$\frac{-4{,}12}{3{,}09} = -1{,}3333$ $\frac{-1{,}3333}{5{,}8888} = -0{,}2264$			$\frac{18200 \cdot 10^3}{3{,}09} =$ $= 588{,}9967 \cdot 10^4$ $\frac{651{,}1004}{5{,}8833} \cdot 10^4 =$ $= 110{,}6693 \cdot 10^4$	$\frac{843{,}5 \cdot 10^{-5}}{3{,}09} =$ $= 272{,}9773 \cdot 10^{-5}$ $\frac{296{,}4801}{5{,}8833} \cdot 10^{-5} =$ $= 50{,}3935 \cdot 10^{-5}$
	$\frac{-4{,}12}{4{,}12} = -1$	$\frac{33{,}14}{4{,}12} = 8{,}0437$ $\frac{7{,}8173}{7{,}8173} = 1$	$\frac{-4{,}22}{4{,}12} = -1{,}0243$ $\frac{-1{,}0243}{7{,}8173} = -0{,}1310$		$\frac{39200 \cdot 10^3}{4{,}12} =$ $= 951{,}4563 \cdot 10^4$ $\frac{1062{,}1256}{7{,}8173} \cdot 10^4 =$ $= 135{,}8686 \cdot 10^4$	$\frac{-1474{,}5 \cdot 10^{-5}}{4{,}12} =$ $= -357{,}8883 \cdot 10^{-5}$ $\frac{-307.4948}{7.8173} \cdot 10^{-5} =$ $= -39{,}3352 \cdot 10^{-5}$
		$\frac{-4{,}22}{4{,}22} = -1$	$\frac{20{,}01}{4{,}22} = 4{,}7417$ $\frac{4{,}6107}{4{,}6107} = 1$	$\frac{-3{,}09}{4{,}22} = -0{,}7322$ $\frac{-0{,}7322}{4{,}6107} = -0{,}1588$	$\frac{20800 \cdot 10^3}{4{,}22} =$ $= 492{,}8910 \cdot 1^4$ $\frac{628{,}7596}{4{,}6107} \cdot 10^4 =$ $= 136{,}3697 \cdot 10^4$	$\frac{-998{,}2 : 10^{-5}}{4{,}22} =$ $= -236{,}5403 \cdot 10^{-5}$ $\frac{-275{,}8755}{4{,}6107} \cdot 10^{-5}$ $= -59{,}8338 \cdot 10^{-5}$
			$\frac{-3{,}09}{3{,}09} = -1$	$\frac{82{,}27}{3{,}09} = 26{,}6246$ $\frac{26{,}4658}{26{,}4658} = 1$	$\frac{32620 \cdot 10^3}{3{,}09} =$ $= 1055{,}6634 \cdot 10^4$ $\frac{1192{,}0331}{26{,}4658} \cdot 10^4 =$ $= 45{,}0405 \cdot 10^4$	$\frac{2429{,}6 \cdot 10^{-5}}{3{,}09} =$ $= 786{,}2783 \cdot 10^{-5}$ $\frac{726{,}4445}{26{,}4658} \cdot 10^{-5} =$ $= 27{,}4484 \cdot 10^{-5}$
$84{,}7580 \cdot 10^4 \cdot \gamma +$ $+ 29{,}6983 \cdot 10^{-5}\, Q$	$145{,}6866 \cdot 10^4 \cdot \gamma +$ $+ 39{,}8427 \cdot 10^{-5} \cdot Q$	$154{,}6700 \cdot 10^4 \cdot \gamma +$ $- 46{,}6024 \cdot 10^{-5} \cdot Q$	$143{,}5221 \cdot 10^4 \cdot \gamma +$ $- 55{,}4750 \cdot 10^{-5} \cdot Q$	$45{,}0405 \cdot 10^4 \cdot \gamma +$ $+ 27{,}4484 \cdot 10^5 \cdot Q$	← Wartości na q_i	

$$q_1 = 84{,}7580 \cdot 10^4 \cdot \gamma + 29{,}6983 \cdot 10^{-5} \cdot Q \qquad q_3 = 154{,}6700 \cdot 10^4 \cdot \gamma - 46{,}6024 \cdot 10^{-5} \cdot Q$$

$$q_2 = 145{,}6866 \cdot 10^4 \cdot \gamma + 39{,}8427 \cdot 10^{-5} \cdot Q \qquad q_4 = 143{,}5221 \cdot 10^4 \cdot \gamma - 55{,}4750 \cdot 10^{-5} \cdot Q$$

$$q_5 = 45{,}0405 \cdot 10^4 \cdot \gamma + 27{,}4484 \cdot 10^{-5} \cdot Q$$

Jednostkowy kąt skręcenia γ określimy z równania równowagi (wzór 4).

$$2F_1 \cdot q_1 + 2F_2 \cdot q_2 + 2F_3 \cdot q_3 + 2F_4 \cdot q_4 + + 2F_5 \cdot q_5 + 40{,}60\,Q - Q \cdot c = 0$$

lub po podstawieniu znanych wartości:

$$10^4 \cdot \gamma\,(1045913{,}7 + 2651496{,}1 + 6063064{,}0 + + 2985259{,}7 + 1469221{,}1) + 10^{-5} \cdot Q\,(366477{,}0 + + 725137{,}1 - 1826814{,}1 - 1153880{,}0 + 895366{,}8) + + 40{,}60 \cdot Q - Q \cdot c = 0$$

czyli $14214954{,}6 \cdot 10^4 \cdot \gamma - 993713{,}2 \cdot 10^{-5} \cdot Q + + 40{,}60 \cdot Q - Q \cdot c = 0$

stąd

$$\gamma = 7{,}035 \cdot 10^{-12} \cdot Q \cdot c - 215{,}709 \cdot 10^{-12} \cdot Q$$

Dla określenia środka skręcenia zakładamy $\gamma = 0$ wówczas $c = 30{,}66$ cm.

Pozostawiając do wzorów na q_i znalezioną wartość γ otrzymujemy:

$$q_1 = 11{,}415 \cdot 10^{-5} \cdot Q + 0{,}5\;6 \cdot 10^{-5} \cdot Q \cdot c$$
$$q_2 = 8{,}417 \cdot 10^{-5} \cdot Q + 1{,}025 \cdot 10^{-5} \cdot Q \cdot c$$
$$q_3 = -79{,}966 \cdot 10^{-5} \cdot Q + 1{,}088 \cdot 10^{-5} \cdot Q \cdot c$$
$$q_4 = -86{,}434 \cdot 10^{-5} \cdot Q + 1{,}010 \cdot 10^{-5} \cdot Q \cdot c$$
$$q_5 = 17{,}733 \cdot 10^{-5} \cdot Q + 0{,}317 \cdot 10^{-5} \cdot Q \cdot c$$

Jest to całkowite rozwiązanie zagadnienia dla skrzydła nieskończenie długiego, przy dowolnych wartościach siły Q i ramienia c. Ten sam przykład rozwiążemy jeszcze raz przy założeniu skrzydła o długości skończonej, podając jednocześnie rozwiązanie dla przekroju zamocowanego przy kadłubie.

(dok. nast.)

NIEKTÓRE ZAGADNIENIA DOTYCZĄCE PALIW I SMARÓW DO NOWOCZESNYCH SILNIKÓW LOTNICZYCH*)

Inż. JAN TUSZYŃSKI

(Dokończenie)

Nowoczesne metody oceny olejów lotniczych

Jak wiadomo, w stosunku do olejów lotniczych oddawna daje się odczuć brak metody laboratoryjnej, pozwalającej na ocenę oleju bez uciekania się do próby na silniku lotniczym. W wyniku krótkotrwałego pobytu zagranicą zdołałem stwierdzić, że zagadnienie to nie jest jeszcze rozwiązane, że jednak technika jest już dość bliska opanowania tej sprawy. Podobnie, jak w wypadku paliw, nowoczesne badania olejów są przeprowadzane na jednocylindrówkach.

Firma Shell prowadzi badania nad olejami lotniczemi w laboratorjum Ricardo, gdzie służy do tego celu mały silniczek motocyklowy, chłodzony powietrzem. Szybkość powietrza chłodzącego silnik jest tak dobierana, aby zaklejenie górnego pierścienia tłokowego następowało po 10 godzinach pracy. Aby ułatwić dobór warunków, które muszą być tem uciążliwsze, im olej jest lepszy, próba jest podzielona na dwa równe okresy. Jeśli przy końcu pierwszego okresu zdjęcie cylindra wskaże, iż pierścień jest już zaklejony, próba zostaje ponownie rozpoczęta przy odpowiednio złagodzonych warunkach. Analogicznie, powtórzenie pierwszej części próby w obostrzonych warunkach następuje wówczas, gdy oględziny wykażą „zbyt dobry" stan tłoka. Dzięki podziałowi próby na dwie części wprawny badacz unika powtarzania całej 10-godzinnej próby, ograniczając się w znacznej większości wypadków nieodpowiedniego doboru warunków do powtórzenia jedynie pierwszych pięciu godzin; pozwala to oczywiście na skrócenie badań. Przy badaniu pewnego nieznanego oleju próba rozpoczyna się od zbadania oleju, przyjętego jako wzorcowy, po nim badaniu podlega olej nieznany, na zakończenie zaś zostaje powtórzona próba na oleju wzorcowym. Miernikiem jakości oleju jest temperatura ścianek cylindra, przy której nastąpi zaklejenie pierścienia po przepisanym okresie czasu, a właściwie nie bezwzględna wartość tej temperatury, mogącej się zmieniać zależnie od mechanicznego stanu silnika i warunków atmosferycznych, a jej stosunek do analogicznej temperatury, uzyskanej na oleju wzorcowym.

Poza wymienionym silnikiem, służącym do badania skłonności olejów do zaklejania pierścieni, firma Shell posługuje się specjalnemi silnikami, chłodzonemi cieczą, na których oznacza skłonność olejów do wydzielania szlamu (osadów mazistych). W tym wypadku ocena oleju jest jakoby wyłącznie jakościowa i zależy od wprawy i praktyki laboranta. Ponadto przewidziane są jeszcze badania olejów na jednocylindrówkach silników lotniczych. Po dokonaniu tych wszystkich prób, przepro-

*) Odczyt wygłoszony na zebraniu Związku Polskich Inżynierów Lotniczych dnia 1. V. 1936 r

wadzanie badania oleju na silniku rzeczywistym można w wielu wypadkach uznać za zbędne, rezerwując tę kosztowną i kłopotliwą próbę do olejów całkowicie nowego typu, od których można oczekiwać niespodzianek. Nawiasem mówiąc, wadą próby na silniku rzeczywistym w porównaniu do prób na jednocylindrówkach jest wielka ilość zmiennych czynników, wpływających na wynik próby, wymykających się jednak z pod kontroli. Tem się tłomaczy, że ocena oleju po takiej próbie staje się wypadkową jakości oleju i szeregu ubocznych oddziaływań, z których nie zawsze można zdać sobie sprawę. W przeciwieństwie do tego warunki próby na jednocylindrówce mogą być ustalone ze znaczną dokładnością, a w następstwie dowolnie niemal powtarzane.

Inną metodą posługuje się przy badaniu olejów firma Standard Oil Company. Używany jest do tego celu specjalnie przerobiony silnik C. F. R. W tym celu jest on zaopatrzony w specjalny tłok aluminjowy o 5 pierścieniach, oddzielny zbiornik olejowy, zawór wydechowy chłodzony sodem, przyrząd do pomiaru temperatur we wnętrzu głowicy i specjalną świecę, specjalnie przystosowaną do bardzo ciężkich warunków pracy silnika. Próba każdego oleju odbywa się w warunkach wzorcowych (nie ulegających zmianie zależnie od jakości oleju, jak w metodzie, przyjętej przez firmę Shell) i trwa 15 godzin. Po próbie silnik zostaje rozebrany i poddany szczegółowym oględzinom, przyczem wyniki oględzin są ujmowane liczbowo. Dla każdej zmiany, występującej w silniku pod wpływem oleju (naprzykład ilość zaklejonych pierścieni, stopień ich zaklejenia, ilość i charakter osadów i t. p.) ustala się specjalną ocenę, następnie z ocen bierze się średnią arytmetyczną po uprzedniem pomnożeniu ważniejszych cech przez specjalne spółczynniki. Tak naprzykład zaklejenie pierścieni i ilość wydzielonych osadów mazistych otrzymują najwyższe spółczynniki, pozostałe zaś zmiany (naprzykład osady w głowicy) — znacznie niższe. W ostateczności uzyskuje się pewną liczbę średnią, którą odejmuje się od 10, otrzymując w wyniku odejmowania t. zw. „demerit rigure", charakteryzującą olej. Im niższy „demerit figure" tem olej jest lepszy. Metoda ta, aczkolwiek dość ściśle ujęta, pozwala podobno na stosunkowo znaczne rozbieżności w ocenie oleju, tak, że najlepiej, jeśli ocenę przeprowadza stale jeden człowiek. Okolicznoć ta znacznie obniża wartość metody.

Najważniejszą rzeczą przy badaniu olejów na jednocylindrówkach jest dobór odpowiednich warunków próby. Niezgodność prób oleju na jednocylindrówce z rzeczywistością nie dyskwalifikuje bynajmniej tego rodzaju badań, ale wskazuje raczej, że dobrano nieodpowiednie warunki próby. Można tu wpaść w jedną z dwóch ostateczności: dobrać warunki, których surowość zdyskwalifikuje najlepszy nawet olej, lub też tak łagodne, że złe oleje przejdą próbę pomyślnie. Znalezienie ostatecznego rozwiązania wymaga przeprowadzenia bardzo szczegółowych prób porównawczych olejów na silnikach laboratoryjnych i silnikach rzeczywistych. Ustalanie warunków próby oleju na jednocylindrówce musi się ponadto liczyć jeszcze z jedną okolicznością. W rzeczywistych warunkach pracy oleju na silniku lotniczym niepożądane skutki, spowodowane własnościami oleju (zaklejanie pierścieni, powstawanie osadów i i.), zaczynają występować po stosunkowo długim okresie czasu, przekraczającym zazwyczaj 100 godzin, podczas gdy badanie oleju na jednocylindrówce powinno odbywać się w warunkach tego rodzaju, aby te same objawy zaczęły występować znacznie wcześniej ze względu na konieczność skrócenia próby. Wynika z tego, że olej powinien być badany na silniku laboratoryjnym w warunkach znacznie uciążliwszych, aniżeli te, w których pracuje na silniku lotniczym. Jest to niewątpliwie okolicznością utrudniającą obmyślenie takich warunków próby, które dawałyby wyniki, zgodne z rzeczywistością.

Domieszki uszlachetniające olej

Podwyższenie jakości oleju jest możliwe na dwóch drogach: przez dobór lepszych surowców i doskonalszych metod produkcji samego oleju i przez wprowadzenie doń domieszek, uszlachetniających olej pod tym czy innym względem. O metodach podwyższania jakości samego oleju nie będę mówił, przypomnę tylko o najnowszej zdobyczy techniki z dziedziny metod produkcji oleju, to znaczy o rafinacji rozpuszczalnikami selektywnemi, czyli przez ekstrahowanie; otrzymane w ten sposób oleje, zwane ekstrakcyjnemi, odznaczają się w porównianiu do olejów, rafinowanych dawnemi metodami (kwas, ług, proszkowanie), wyższym indeksem wiskozowym i większą odpornością na oksydację. Nieco więcej miejsca zamierzam poświęcić sposobom uszlachetniania olejów przez wprowadzenie do nich specjalnych domieszek.

Grafit.

Domieszka grafitu do oleju zyskała sobie wielu zwolenników w zastosowaniu do silników samochodowych, jednak nie słyszałem dotychczas, aby środek ten był gdziekolwiek stosowany przy smarowaniu silników lotniczych. Jedyne znane mi zastosowanie grafitu do silników lotniczych wiąże się z docieraniem silników nowych i po remoncie i z montażem niektórych części. Główna zaleta, jaką przypisują grafitowi jego producenci, to znaczy zapobieganie zużywaniu cylindrów, nie doczekała się dotychczas w zastosowaniu do silników lotniczych potwierdzenia, zresztą nowoczesne materjały i metody obróbki, stosowane do produkcji cylindrów, odsuwają kwestję zużycia cy-

lindrów na bardzo daleki plan; w związku z tem nie opłacą się stanowczo usiłowania zapobieżenia zużywaniu cylindrów przez wprowadzenie do oleju środka, który może pociągnąć za sobą inne niepożąne skutki. Mówiąc to, mam na myśli napotkaną przezemnie opinje o graficie jako o środku, zwiększającym skłonność oleju do tworzenia w silniku osadów mazistych. Pozatem, rozważając zastosowanie grafitu w naszych warunkach, niepodobna zapominać, że jest to produkt pochodzenia zagranicznego, tembardziej zatem nie zasługuje na zainteresowanie.

Podwyższanie indeksu wiskozowego.

Wysoki indeks wiskozowy, czyli mała zmienność wiskozy z temperaturą, może być uzyskany przez wprowadzenie do oleju specjalnych domieszek. Sposób oddziaływania takich domieszek na wiskozę oleju podstawowego może być trojaki: niektóre z nich, najrzadsze, obniżają wiskozę oleju w niskich temperaturach, podwyższając ją w wysokich; inne pozostawiają wiskozę w temperaturach niskich bez zmiany, a wpływają jedynie na wiskozę w temperaturach wyższych; najliczniejsze wreszcie domieszki tego rodzaju podwyższają wiskozę oleju podstawowego zarówno w temperaturze niskiej jak i wysokiej, przyczem podwyżka w temperaturach wysokich jest stosunkowo większa, dzięki czemu indeks wiskozowy ulega poprawie. Korzyści płynące ze stosowania oleju o wysokim indeksie wiskozowym nie będą tu szczegółowo omawiane, przypomnę tylko, że olej taki jednoczy w sobie zalety oleju o niskiej wiskozie, korzystnego ze względu na łatwość rozruchu, i oleju o wysokiej wiskozie, którego stosowanie jest celowe w warunkach normalnej pracy silnika, zwłaszcza, gdy olej wchodzący do silnika osiąga wysokie temperatury. W ten sposób uszlachetnione oleje nie zostały dotychczas wprowadzone do lotnictwa a znajdują się dopiero w stadjum prób, koniecznych dla przekonania się, czy laboratoryjnie stwierdzony indeks wiskozowy daje w praktyce te korzyści, jakich się po nim oczekuje, i czy podwyższenie indeksu wiskozowego nie następuje kosztem innych ważnych własności oleju, jak przedewszystkiem odporność na starzenie. Ponadto należy się upewnić, czy pierwotnie wysoki indeks wiskozowy nie maleje po pewnym czasie pracy oleju na silniku.

Podwyższanie odporności na starzenie.

Ze względu na to, że starzenie się oleju jest procesem chemicznym, należy oczekiwać istnienia katalizatorów, przyśpieszających lub też opóźniających ten proces. Na specjalne zainteresowanie zasługują oczywiście katalizatory, należące do drugiej kategorji, dające możność częściowego chociaż usunięcia najpoważniejszej bodaj wady oleju, jaką jest skłonność do starzenia. Znalezienie takich związków jest dziś przedmiotem licznych badań, częściowo uwieńczonych powodzeniem, jak można przypuszczać na podstawie danych, ogłoszonych przed niedawnym czasem przez producentów jednego z bardziej znanych olejów zagranicznych, używanego również u nas. Z danych tych wynika, że używane od niedawna przez tę firmę w charakterze domieszki do oleju pewne związki cyny w dużej mierze zapobiegają starzeniu się oleju. Nad tem samem zagadnieniem pracują również inni zagraniczni wytwórcy olejów.

Ochrona silnika przed korozją.

Uszlachetnianie oleju pod kątem widzenia uchronienia silnika przed korozją będzie polegało na wprowadzeniu doń takich domieszek, które zapobiegną korozji ścianek cylindrów i pierścieni pod wpływem produktów spalania paliwa. Jak wiadomo, najsilniejsze działanie korozyjne wywierają paliwa z czteroetylkiem ołowiu, one zatem głównie wysunęły potrzebę uodpornienia silnika na korozję. Działanie ochronne domieszki, wprowadzonej w tym celu do oleju, może być dwojakie: pośrednie i bezpośrednie. W pierwszym wypadku domieszka sama przez się nie zwalcza korozji a zwiększa jedynie przyczepność oleju, który nie dopuszcza do metalu produktów spalenia. Do drugiej kategorji będą należały domieszki, odznaczające się wielką odpornością chemiczną same przez się. Domieszki te spełnią swoje zadanie na zagrożonych powierzchniach, na których będą rozprowadzone wraz z niosącą ie masą oleju. Do drugiej kategorji należą związki chromu, zastosowane w charakterze domieszki do oleju przez tę samą firmę, która zwiększa odporność olejów na starzenie przez wprowadzenie do nich związków cyny. Ponadto zapowiedzi wprowadzenia olejów chroniących przed korozją istnieją również ze strony innych firm.

Domieszki olejów organicznych.

Przez wprowadzenie do oleju mineralnego domieszki oleju roślinnego lub zwierzęcego otrzymuje się olej natłuszczony (compoundowany). Oleje należące do tej kategorji produkuje oddawna jeden z przodujących dziś zagranicznych koncernów naftowych, twierdząc, że otrzymywany w ten sposób olej posiada szereg zalet, jak lepszą smarność, zdolność utrzymywania silnika w lepszym stanie i i. W świetle ścisłych badań z zalet tych ostanie się prawdopodobnie tylko jedna, coprawda bardzo ważna, mianowicie możność rzadszego remontowania silnika pracującego na oleju natłuszczonym w porównaniu do silnika pracującego na oleju czysto mineralnym. Tłomaczy się to tem, że olej natłuszczony zatrzymuje w roztworze produkty starzenia i nie wydziela ich na ściankach silnika, który utrzymuje się dzięki temu w znacznie lepszym stanie i nie potrzebuje tak częstego czyszczenia, a więc i remontu. Przy

wprowadzaniu olejów natłuszczonych należy się mieć na baczności przed ujemnemi skutkami, jakie może za sobą pociągnąć źle dobrany dodatek organiczny, jak zaklejanie pierścieni i korozja, obawa przed którą istnieje jakoby zwłaszcza przy stosowaniu nowoczesnych metali łożyskowych, jak naprzykład bronzu ołowiowego.

Smarność oleju

Na zakończenie wspomnę w kilku słowach o smarności. Jest to własność, o której (wbrew ustalonemu porządkowi rzeczy) najwięcej mają do powiedzenia handlowcy i specjaliści od reklamy, najmniej zaś technicy. Chcąc mimo wszystko coś na ten temat powiedzieć, możnaby zaryzykować twierdzenie, że miarą smarności jest spółczynnik tarcia między powierzchniami zwilżonemi olejem w warunkach tarcia półpłynnego lub też zdolność danego oleju do zwilżania powierzchni metalowych. Bezpośrednio z tego wynika wniosek, że w warunkach tarcia płynnego, to znaczy w warunkach normalnej pracy silnika, smarność oleju nie odgrywa żadnej roli. Za poparciem tego twierdzenia przemawia okoliczność, że dotychczas nie zdołano uzależnić wielkości zużycia silnika a w pierwszym rzędzie zużycia ścianek cylindrów od własności smarnych oleju, których laboratoryjne pomiary, oparte na jednej z powyższych definicji, są już od pewnego czasu dokonywane.

Prowadząc w dalszym ciągu rozpoczęty tok rozumowania należałoby dojść do wniosku, że różnica między olejami o różnej smarności ujawni się na silniku jedynie pod warunkiem, że silnik lub niektóre jego części pracują w warunkach tarcia półpłynnego, to znaczy, że silnik został źle zaprojektowany lub też, że jego obsługa szwankuje. Oznaczałoby to, że jeśli jakiś silnik wykrywa różnicę między olejami o różnej smarności, to nie należy tego używać jako argumentu przemawiającego za stosowaniem smarniejszego oleju, ale raczej jako argumentu, dyskwalifikującego konstruktora albo obsługę silnika.

Mówiąc o zdolności pewnych silników do wykrywania różnic między olejami o różnych smarnościach nie miałem oczywiście na myśli różnych spółczynników tarcia, gdyż nawet dość znaczna poprawa spółczynnika tarcia, wzięta w stosunku do niewielkich strat tarcia, odgrywa minimalną rolę w bilansie energetycznym silnika. Taką istotną różnicą w warunkach tarcia półpłynnego będzie natomiast znacznie skuteczniejsze zabezpieczenie przed zatarciem, jakie zapewnia olej smarniejszy w porównaniu do mniej smarnego.

Tarcia półpłynnego należy i można unikać w wypadku współcześnie stosowanych silników lotniczych, pozostaje jednak do wyjaśnienia czy dążenie do uniknięcia takiego tarcia nie natrafi na poważne trudności w miarę dalszego rozwoju silników lotniczych wraz z towarzyszącym mu wzrostem jednostkowych nacisków i temperatur między współpracującemi powierzchniami. Mojem zdaniem wkroczenie na tę drogę tarcia półpłynnego nie napotkałoby na przeszkody pod dwoma warunkami: po pierwsze należałoby całkowicie przejść na stosowanie olejów o dużej smarności, a zatem najprawdopodobniej natłuszczanych, powtóre zaś należałoby się przekonać, czy przy użyciu tych olejów zakres warunków tarcia półpłynnego jest dostatecznie szeroki na to, aby w najgorszych nawet warunkach pracy silnika zapewnić dostateczne zabezpieczenie przed zatarciem.

DYSKUSJA

Inż. Wacław Bóbr podkreśla trudności, na jakie napotyka nasz przemysł rafineryjny przy sporządzaniu paliw o wysokiej odporności na detonację. W Stanach Zjednoczonych zwrócono w ostatnich czasach uwagę na możliwość uzyskiwania wysokooktanowych benzyn z gazów na drodze polimeryzacji; do tego celu wchodzą tam w rachubę gazy, otrzymywane z krakingu, gazy dystylacyjne niekondensujące się i wreszcie gaz ziemny. Ze względu na przyjęty u nas typ i rozmiar przeróbki ropy pierwsze dwie kategorje gazów nie wchodzą w rachubę jako surowiec do produkcji paliw lotniczych; możność taka istnieje natomiast w stosunku do gazu ziemnego, którego mamy pod dostatkiem. Uruchomienie produkcji benzyny polimeryzowanej o liczbie oktanowej około 80 byłoby wstępnym krokiem do wytwarzania izooktanu, podobnie, jak to miało miejsce w koncernie Standard Oil Company w Stanach Zjednoczonych. Izooktan jest tam wytwarzany przez uwodornianie na instalacjach według niemieckiego patentu Bergius'a, które były zrazu pomyślane przez Standard'a do innych celów (produkcja benzyny a następnie olejów), jednak w poprzednich zastosowaniach okazały się nierentowne. Przemysł naftowy w Polsce nie może dopuścić do tego, aby lotnictwo znalazło się wobec braku paliw o wysokiej liczbie oktanowej wówczas, gdy zajdzie ich potrzeba. Rozwiązanie tego zagadnienia przekracza możliwości finansowe każdej poszczególnej rafinerji krajowej, wobec czego nasuwałaby się konieczność współpracy w tej dziedzinie wszystkich rafinerji przez stworzenie syndykatu, opartego na wzorach niemieckich.

Inż. Aleksander Seńkowski zgadza się z prelegentem w jego krytycznej ocenie opinji Ricarda, nieprzewidującego zysków dla stopni sprężania powyżej 7:1. Większe stopnie sprężania są przedewszystkiem wskazane celem obniżenia jednostkowego zużycia paliwa w warunkach przelotowych. Stopień 10:1 mógłby być zastosowany przy przelocie nawet dzisiaj, powstałaby jednak trudność wystartowania. Duży stopień sprężania obniża temperaturę spalin, stwarza zatem nowe możliwości w kierunku zużycia spalin do napędu sprężarki. Pesymizm prelegenta, dotyczący wprowadzenia sprężarek o napędzie spalinami nie jest usprawiedliwiony, o czem świadczy okoliczność budowania w serji silników Curtiss Conqueror, zaopatrzonych w takie sprężarki. Istnieją duże trudności, związane z oceną oleju na podstawie próby na silniku lotniczym. Zmiany wyników, spowodowane wpływem silnika, bywają nieraz znacznie większe, aniżeli zmiany, spowodowane przejściem z jednego oleju na drugi. Znany jest wypadek, kiedy defekt w łożysku spowodował podwyższenie temperatury i grzanie oleju w karterze, co z kolei rzeczy pociągnęło za sobą fatalne zanieczyszczenie silnika, budząc niesłuszne podejrzenia, iż zawinił olej.

NOWE DROGI W SPOSOBACH ZABUDOWANIA I CHŁODZENIA SILNIKÓW LOTNICZYCH*)

Inż. WSIEWOŁOD JAKIMIUK

Silnik lotniczy spala od 200 do 300 gr/KMgodz., zależnie od typu i od stanu, w którym silnik pracuje. 1 kg. mieszanki dostarcza przy spalaniu się od 9500 do 10600 kalorji. Bilans cieplny silnika lotniczego, pracującego na paliwie lekkiem, przedstawia się w sposób następujący: 20 — 27,5% energji cieplnej zamienia się na pracę mechaniczną, która zużywa się na poruszanie śmigła i na pokonanie oporów wewnętrznych silnika; 60—65% uchodzi z gazami wydechowemi bądź w postaci ciepła, bądź w postaci niespalonej mieszanki gazowej; 12,5 — 15% rozprasza się przez promieniowanie, przewodnictwo i unoszenie ciepła z powierzchni silnika.

Z powyższego bilansu widzimy, że względnie mały procent energji cieplnej, dostarczanej przez mieszankę, zamienia się na pracę mechaniczną. Praca mechaniczna, wytwarzana przez silnik, zużywa się na poruszanie śmigła. Część tej pracy zamienia się w pracę ciągu, część zaś rozprasza się przez wiry powietrzne, jak również wskutek zwiększenia ilości ruchu powietrza poza śmigłem, tak, że praca ciągu śmigła wynosi około 80% pracy mechanicznej silnika. Praca ciągu śmigła zużywa się na pokonanie oporu, który przeciwstawia powietrze samolotowi w ruchu.

Opór powietrza, lub jak zwykliśmy mówić — opór samolotu — składa się z oporu płatowca i całkowitego oporu silnika. Pod oporem całkowitym silnika będziemy rozumieli różnicę oporu samolotu kompletnego i samolotu po zdjęciu grupy śmigło-silnikowej. Ta różnica przedstawia opór samego silnika, opory dodatkowe interferencyjne, jak również opory powstające wskutek oddziaływania śmigła na płatowiec.

W nowoczesnym samolocie komunikacyjnym dwusilnikowym o ciężarze całkowitym 8000 kg. opór silników wynosi 8,3% całkowitego oporu. Widzimy stąd, że zaledwie 0,75% pracy dostarczonej przez śmigło idzie na poruszanie samolotu. Odnosząc tę pracę do całkowitej energji, dostarczanej przez mieszankę paliwową, otrzymamy, iż wydajność energetyczna nowoczesnego samolotu komunikacyjnego wynosi około 18,0% (przy wydajności cieplnej silnika równej 24%). Należy oczywiście dążyć do zmniejszenia ilości energji rozpraszającej się bezużytecznie, w szczególności energji zużywanej na chłodzenie silnika.

*) Odczyt wygłoszony na zebraniu Związku Polskich Inżynierów Lotniczych dn. 10. I. 1936 r. Streszczenie odczytu wraz z dyskusją zamieszczono w „T. N. L." Nr. 2, str. 44, 45.

Obliczmy teoretyczne minimum mocy, potrzebnej do chłodzenia silnika. Załóżmy, że strata ciepła przez promieniowanie jest mała i że proces chłodzenia odbywa się głównie zapomocą unoszenia. Prawo Newtona o stracie ciepła przez powierzchnię nagrzaną daje:

$$C = K_c\, C_w\, \rho\, S\, \Delta t\, V \quad \text{gdzie:}$$

C — ilość ciepła straconego na jedn. czasu.
K_c — współczynnik zależny od rodzaju powierzchni.
C_w — pojemność cieplna powietrza przy stałem ciśnieniu.
ρ — gęstość powietrza.
S — pole powierzchni ogrzanej.
Δt — stała różnica temperatur między popowierzchnią nagrzaną, a powietrzem opływającem.
V — szybkość powietrza,

Powietrze, opływając powierzchnię ogrzaną, musi pokonać opór tarcia, który wyniesie:

$$R = K_t\, S\, \rho\, V^2 \quad \text{gdzie:}$$

R — opór tarcia.
K_t — współczynnik tarcia, zależny od rodzaju powierzchni.
S — pole powierzchni opływanej przez powietrze.
ρ i V — jak wyżej,

Prawo Osborne Reynoldsa głosi, że:

$$K_c = K_t$$

stąd:
$$C = \frac{R\, C_w\, \Delta t}{V}$$

Minimum mocy potrzebnej do chłodzenia wyniesie:

$P = R\,V$ jeśli niema strat poza tarciem.

Stąd:
$$P = C\,\frac{V^2}{C_w\,\Delta t}$$

Zakładając, że ilość ciepła rozproszona przez żeberka na jednostkę czasu wynosi około 50% mocy mechanicznej silnika, otrzymamy przy szybkości 240 km/godz.:

$$P = 0{,}015\; W$$

zaś przy szybkości 400 km/godz.:

$$P = 0{,}04\; W$$

Próby w locie na samolocie dwumiejscowym o ciężarze około 2500 kg. wykazały, że przy szybkości 240 km/godz. ilość mocy zużyta na chłodzenie silnika nieosłoniętego wynosi

24% mocy mechanicznej silnika przy silniku nieosłoniętym i 16% przy silniku z pierścieniem Townend'a. Inne próby, wykonane na samolocie jednomiejscowym wojskowym o ciężarze całkowitym 1470 kg. wykazały, że moc zużyta na chłodzenie silnika wynosiła około 30% mocy silnika przy silniku nieosłoniętym.

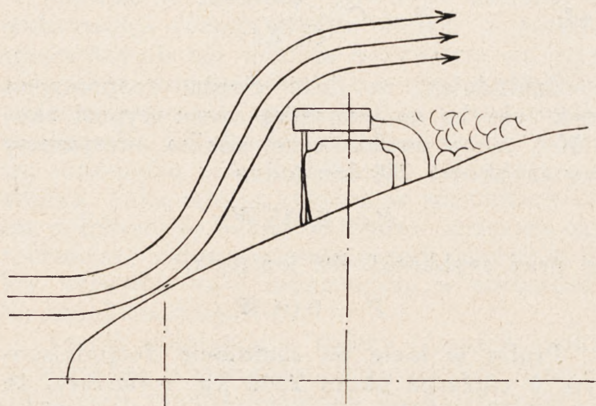
Przy silniku zabudowanym nie na kadłubie, jak w dwóch poprzednich wypadkach, a naprzykład na cienkiem skrzydle, moc zużyta na chłodzenie będzie jeszcze większa. Tak duża rozbieżność teorji i praktyki tłomaczy się tem, że oprócz oporu tarcia powierzchni specjalnie przewidzianych do chłodzenia powstaje opór tarcia inych części i oprócz tego opór indukowany, który jest bardzo duży w silniku nieosłoniętym. Obecnie, gdy do silników powietrznych stosujemy coraz doskonalsze osłony, metody chłodzenia, stosowane przed 6 — 7 laty wydają się wprost niezrozumiałe w swej rozrzutności. Przez szereg lat chłodzono silniki, zawieszając je bez żadnych osłon na kadłubie lub na skrzydle. Aby uwydatnić nieracjonalność takiej metody chłodzenia, można porównać chłodzenie nieosłoniętego silnika powietrznego z chłodzeniem silnika wodnego, który zamierzono ochłodzić, umieszczając go w strumieniu wody.

Próby zmniejszenia strat energji chłodzenia można podzielić na kilka okresów:

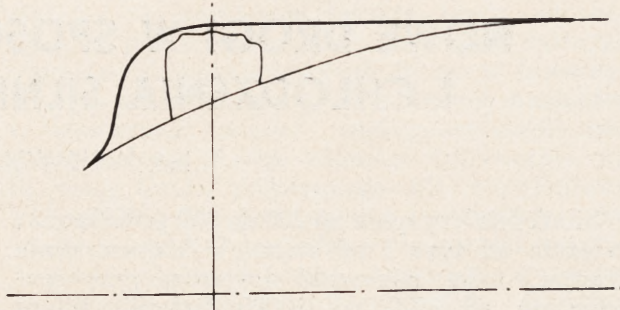
I. Osłony indywidualne niekompletne i kompletne.
II. Osłony pierścieniowe Townend'a i N. A. C. A., i osłony mieszane.
III. Osłony pierścieniowe o chłodzeniu przymusowem, częściowo regulowanem.
IV. Osłony kompletne o chłodzeniu przymusowem całkowicie regulowanem.

Aby mieć całkowity pogląd na sprawę, powiemy kilka słów o osłonach indywidualnych, obecnie zupełnie zaniechanych.

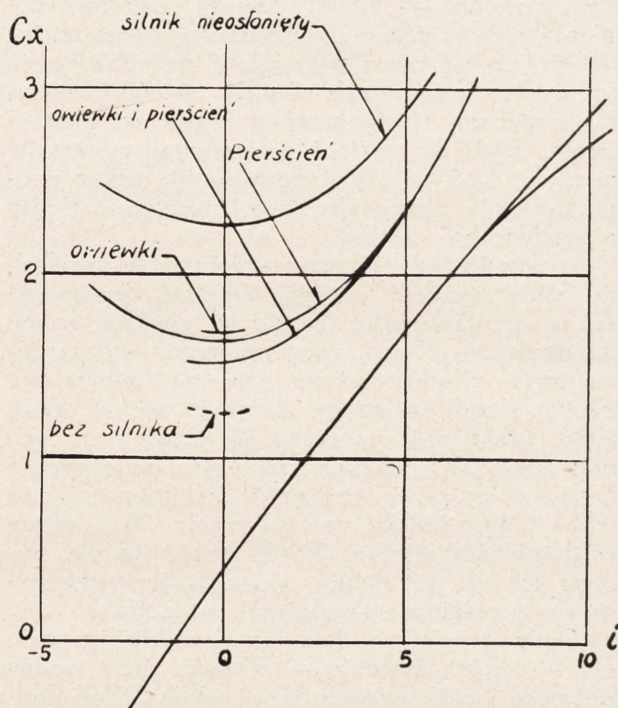
Największą częścią oporu silnika nieosłoniętego jest opór indukowany, który powstaje w sposób następujący: linje prądu na przodzie ciała opływowego bez części wystających są



Rys. 1. Powstawanie oporu przy silniku nieosłoniętym.



Rys. 2. Owiewki indywidualne.



Rys. 3. Zmniejszenie oporu zapomocą pierścieni Townend'a.

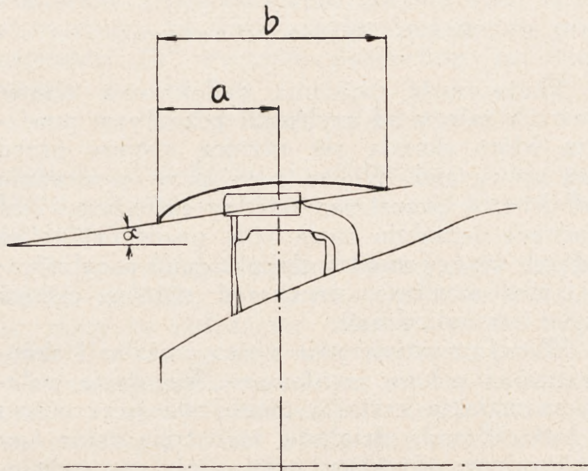
zbieżne na powierzchni tego ciała aż do przekroju największego. Z chwilą gdy umieścimy w przedniej części ciała wystające cylindry silnika gwiazdzistego, linje prądu w sposób gwałtowny odchylają się od powierzchni ciała, prąd staje się rozbieżnym i powstaje duży opór indukcyjny wskutek rozproszenia energji przez wiry, powstające za cylindrami (rys. 1). Owiewki indywidualne (rys. 2) miały na celu wyprostowanie linji prądu i w ten sposób częściowe zmniejszenie oporu. Najlepsze owiewki tego typu dawały wyniki nieco gorsze, niż osłony pierścieniowe i z chwilą zjawienia się tych ostatnich były zaniechane, aby zjawić się znów w kombinacji z osłonami pierścieniowemi.

W maju 1928 roku H. C. H. Townend zakomunikował Aeronautical Research Committee w nieopublikowanem sprawozdaniu T. 2623 o zjawisku interferencji pierścieni o przekrojach profilów aerodynamicznych, umieszczonych w pobliżu ciał opływowych, zauważonem podczas badania modeli sterow-

ców. Jednocześnie wskazał Townend na możliwości wykorzystania tego zjawiska dla zmniejszenia oporu indukcyjnego silników gwiazdowych, chłodzonych powietrzem. W sprawozdaniu R. i M. Nr. 1267 w lipcu 1929 r. ogłoszono wyniki szeregu prób osłon pierścieniowych, z których wynikało, że zmniejszenie oporu samolotu jednosilnikowego o ciężarze około 2000 kg. przy zastosowaniu pierścienia Townend'a, dochodziło do 30% (rys. 3).

Działanie pierścienia Townend'a polega na tem, że odchyla on rozbieżne linje prądu, kierując je z powrotem do kadłuba, zamieniając tem samem prąd rozbieżny na prąd zbieżny. Działanie pierścienia można jeszcze uzmysłowić w ten sposób, że na profilu powstaje siła nośna, mająca składową do przodu. Działanie pierścienia Townend'a zależy od następujących czynników:

1° Profilu.
2° Kąta ustawienia profilu.
3° Odległości brzegu natarcia od osi cylindrów.
4° Długości pierścienia.



Rys. 4. Pierścień Townend'a.

Profil powinien posiadać dobre charakterystyki aerodynamiczne, w szczególności dużą finesse na dużych kątach natarcia. Pożądany jest profil pełny, mający jednocześnie tę zaletę, że zakrywa osłony zaworowe, które mogą być mniej chłodzone. Kąt ustawienia powinien być tak dobrany, aby profil pracował w okolicach maksymum nośności. Kąt natarcia zależy od kształtu przodu kadłuba i kierunku strug na przodzie kadłuba. Kąt ustawienia jest rzędu -4° do -8°. Najlepiej w każdym poszczególnym wypadku dobrać kąt ustawienia w tunelu.

Odległość brzegu natarcia pierścienia od osi cylindrów (wymiar *a* na rys. 4), zależy od wymiarów silnika i ma być w przybliżeniu równa maksymalnej średnicy głowicy cylindra. Długość pierścienia (wymiar *b* na rys. 4) niewiele wpływa na jego skuteczność. Przy silniku o średnicy 1400 mm, długość wynosi od 400 mm do 800 mm. Dłuższy pierścień jest nieco skuteczniejszy, natomiast zmniejsza dostęp do akcesorjów silnika.

Zastosowanie pierścienia Townend'a jest wskazane szczególnie w przypadku umieszczenia silnika na wielkim lub małym kadłubie, a wogóle w tym wypadku, kiedy kształt przedniej części kadłuba i jego przekrój bardzo różni się od przekroju kołowego o średnicy silnika. Szczególnie nadawał się dla usprawnienia samolotów już zbudowanych, których kadłuby nie były dostosowane do osłon pierścieniowych. Sprawność pierścienia można określić wzorem następującym:

$$\alpha = \frac{R_n - R_p}{R_n - R_o} \quad \text{gdzie:}$$

R_n — opór samolotu z nieosłoniętym silnikiem,
R_o — opór samolotu bez silnika,
R_p — opór samolotu z silnikiem i pierścieniem.

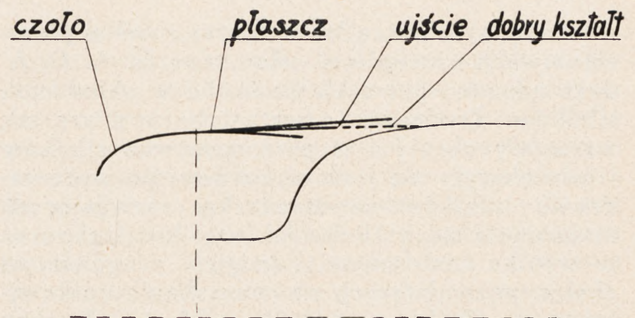
Przy dobrze dobranym pierścieniu α wynosi około 0,7.

Równocześnie z pracami Townend'a prowadzone były prace w N. A. C. A. nad zmniejszeniem oporu indukowanego silników powietrznych zapomocą osłon pierścieniowych. W roku 1928 były opublikowane wyniki prób w tunelu i w locie na silniku Wright Whirlwind, które obok prób Townend'a zapoczątkowały okres osłon pierścieniowych. Działanie pierścienia N. A. C. A. podobnie do działania pierścienia Townend'a, zapobiega powstaniu prądu rozbieżnego za silnikiem. Różnica w mechanizmie działania obu pierścieni jest następująca:

Działanie pierścienia Townend'a zależy od profilu pierścienia i od kąta nastawienia, a w małym stopniu zależy od kształtu kadłuba poza cylindrami. Działanie pierścienia N. A. C. A. zależy od średnicy wlotu powietrza, od kształtu czoła pierścienia i przedewszystkiem od kształtu kadłuba przy końcu pierścienia i za pierścieniem (rys. 5).

Przy projektowaniu pierścienia N. A. C. A. należy przestrzegać następujących zasad:

Średnica wlotu powietrza powinna wynosić od 65 do 75% średnicy silnika, przy silnikach jednogwiazdowych i od 75% do 85% przy silnikach dwugwiazdowych.



Rys. 5. Pierścień N. A. C. A.

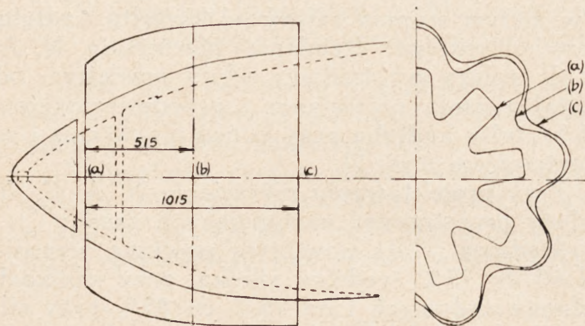
Przód pierścienia powinien mieć przekrój elipsy stycznej do linji normalnej do osi ciągu. Brzeg natarcia w odległości 50 — 100 mm od krawędzi śmigła.

Płaszcz pierścienia w przekroju musi dawać linję styczną do obrysu kadłuba poza pierścieniem.

Osłona kadłuba przy brzegu spływu pierścienia odgrywa bardzo ważną rolę w skuteczności pierścienia, ponieważ określa ona kierunek strug powietrza wychodzącego z pod pierścienia, w ten sposób, ażeby przy złączeniu się ze strugami powietrza opływającego pierścień z zewnątrz powstała jaknajmniejsza strata energji. Kształt ten może być ustalony jedynie doświadczalnie.

Skuteczność pierścienia N. A. C. A. jest cokolwiek większa niż pierścienia Townend'a, wobec czego ten typ osłon rozpowszechnił się więcej niż pierścień Townend'a. Szczególnie dobre wyniki daje pierścień N. A. C. A. przy zastosowaniu do kadłubów o kształtach owalnych lub okrągłych, o wymiarach różniących się od średnicy silnika, oraz przy zastosowaniu do gondoli silnikowych skrzydłowych.

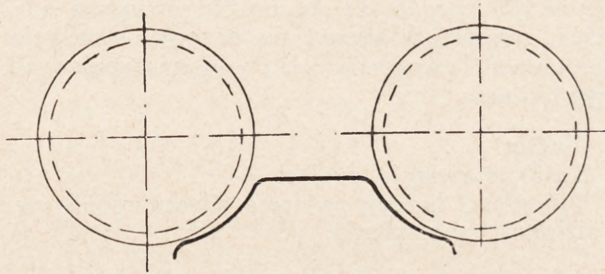
Osłonami mieszanemi nazwiemy osłony, w których zasada osłon pierścieniowych łączy się z zasadą osłon indywidualnych. Systematyczne próby osłon mieszanych były przeprowadzone przez W. G. A. Perringa i wyniki prób były opublikowane w R. i M. Nr. 1413 w roku 1930. Skuteczność tych osłon jest nieco większa, niż osłon pierścieniowych, mają one pozatem inne zalety, np. powiększenie widoczności. W roku 1934 i 1935 osłon tych używano na niektórych samolotach amerykańskich. Typ ten nie jest na szerszą skalę stosowany (rys. 6).



Rys. 6. Osłona mieszana.

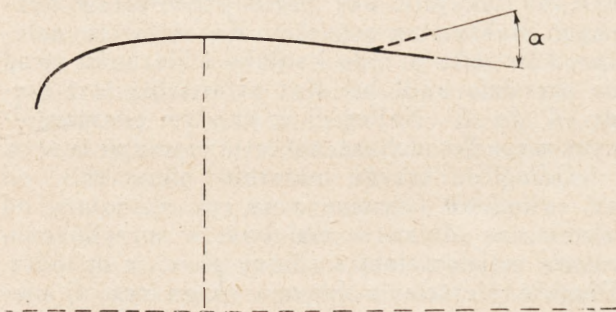
Na samym początku stosowania osłon pierścieniowych szczególnie osłon typu N. A. C. A. doświadczono pewnych trudności w chłodzeniu silników. Trudności te wzrastały w miarę jak wzrastały obroty i stopień sprężania silników i powiększyły się jeszcze bardziej po wprowadzeniu silników ze sprężarką, rozwijających maksymum mocy na dużych wysokościach, oraz w wyniku zastosowania śmigieł o zmiennym skoku, pozwalających na wyzyskanie całkowitej mocy silnika na małych szybkościach przy wznoszeniu.

W czerwcu 1931 roku podczas prób prototypu silnika Twin Wasp firmy Pratt i Whitney X.26 na samolocie Vought V.50 okazało się, że przy użyciu klasycznej osłony pierścieniowej N. A. C. A. jest niemożliwe otrzymanie na głowicach i tulejach cylindrów temperatur zadawalających. Po całym szeregu prób znaleziono typ deflektorów tak zwanych ciśnieniowych, dzięki którym temperatury cylindrów zostały obniżone. Deflektory te oprowadzają powietrze naokoło cylindrów, częściowo zapobiegając odrywaniu się strug. Zmniejszyły one ilość powietrza przepływającego przez osłonę, redukując tem samem opór i rozproszenie energji (rys. 7).


Rys. 7. Deflektory ciśnieniowe.

Skuteczność działania deflektorów ciśnieniowych zależy od szybkości przepływu powietrza, która określa się różnicą ciśnień przed i za cylindrami. Wobec tego przy stosowaniu deflektorów przestrzeń między cylindrami jest możliwie szczelnie zamknięta, pozostawione są jedynie szpary między deflektorami a cylindrami, aby możliwie zwiększyć różnicę ciśnień przed i za cylindrami.

W celu zmniejszenia oporu instalacji skonstruowano osłony regulowane. Regulacja polega na zmianie kształtu pierścienia przy ujściu w locie. Zasada działania tego typu osłon jest następująca: gdy klapy przy ujściu są zamknięte, silnik chłodzi się dobrze na szybkości maksymalnej samolotu. Przy wznoszeniu wskutek zmniejszenia szybkości samolotu przepływ powietrza nie wystarcza do chłodzenia; wówczas otwiera się klapy przy ujściu, różnica ciśnień przed i za cylindrami wzrasta i wydatek prądu powietrza zwiększa się, zapewniając dobre chłodzenie. (rys. 8). Ten typ osłon polepsza wyczyny samolotu na szybkości maksymalnej.



Rys. 8. Osłona N. A. C. A. regulowana.

Stosując osłony pierścieniowe, małą uwagę zwracano na zmniejszenie właściwego oporu tarcia; zajmowano się przeważnie zwalczaniem oporu indukowanego. W lutym 1928 roku R. Mc. Kinnon Wood w nieopublikowanej pracy pod tytułem „System chłodzenia przymusowego silników lotniczych" T. 2582 zaproponował metody, które dadzą możność zredukowania oporów silnika prawie do minimum teoretycznego. Aby uprzytomnić sobie istotę i potrzebę chłodzenia całkowicie regulowanego, wróćmy do wzoru na moc, potrzebną do ochłodzenia silnika

$$P = C \frac{V^2}{C_w \Delta t} = K_c S \rho V^3.$$

Załóżmy, że powierzchnia żeberek chłodzących silnika została zaprojektowana tak, aby silnik był chłodzony w sposób zadawalający przy wznoszeniu na szybkości V_0. Niech szybkość maksymalna w locie poziomym będzie $2V_0$. Zakładając, że mamy klasyczną osłonę o najlepszej wydajności, t. z. redukującą do minimum opór silnika, usuwając całkowicie opór indukowany i pozostawiając jedynie opór tarcia otrzymamy, że ilość ciepła rozproszona przy szybkości $2V_0$ wzrośnie dwukrotnie na mocy wzoru:

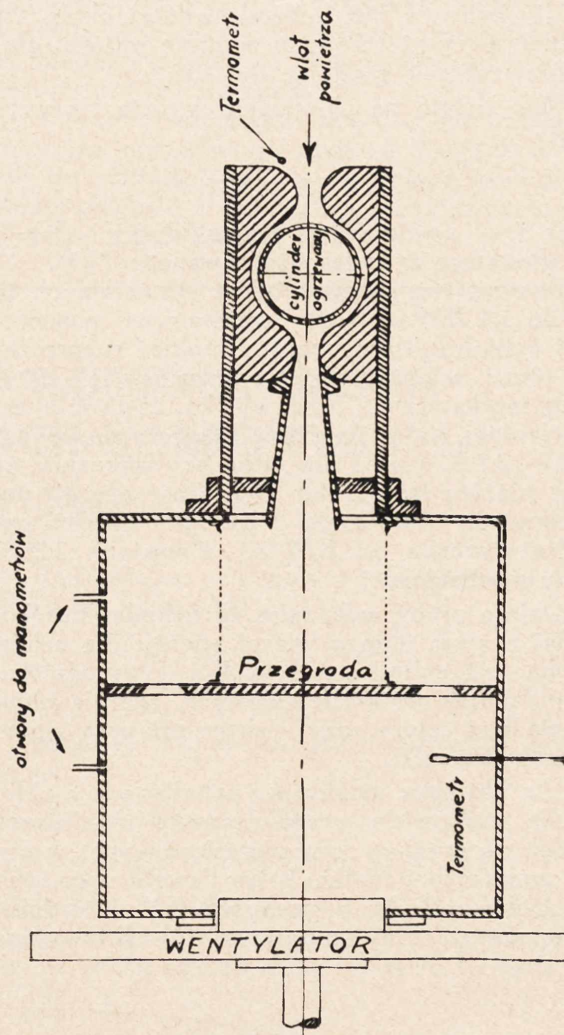
$$C = K_c C_w \rho S \Delta t V$$

czyli, że silnik będzie przechładzany — zaś moc która jest proporcjonalna do C i do V^2 wzrośnie ośmiokrotnie.

Z powyższego wynika następujący bardzo ważny wniosek: aby uzyskać najmniejszą stratę mocy na chłodzenie silnika, należy silnik osłonić w ten sposób, żeby szybkość powietrza chłodzącego była niezależna od szybkości otoczenia. Osłony pierścieniowe regulowane tego warunku spełnić nie mogą, gdyż szybkość powietrza wewnątrz pierścienia niewiele różni się od szybkości powietrza otaczającego. Aby uzyskać wymagane idealne warunki, należy zamknąć w specjalnych kanałach cylindry silnika i regulować opływ powietrza zapomocą wentylatora.

Projekt ten zawiera dwie zasadnicze nowe myśli. Pierwsza myśl polega na zastosowaniu rodzaju koszulki otaczającej cylinder, druga zaś na wprowadzeniu wentylatora. Pierwsza myśl nie jest zupełnie oryginalna. Koszulka jest niejako przedłużeniem deflektorów ciśnieniowych, tworząc zakrzywione ciągłe przejścia od wejścia do wyjścia. Jednak ilość energji rozpraszana w obu wypadkach nie jest jednakowa. W wypadku deflektorów spora część energji rozprasza się wskutek tworzenia się wirów poza cylindrem. W wypadku koszulki, cylinder traci swoją indywidualność jako taki, jeśli chodzi o przepływ powietrza, zaś rozproszenie energji powoduje się jedynie stratami w zakrzywionej rurze. Również rozpraszanie ciepła nie jest jednakowe w obu wypadkach. Wiemy, że w małej rurce współczynnik tarcia K_t jest większy niż na płaskiej powierzchni i zakładając, że ilość ciepła rozproszonego jest proporcjonalna do iloczynu $K_t S V$, otrzymamy, że przy zastosowaniu koszulki możemy wskutek zwiększenia współczynnika K_t zmniejszyć V i tem samem znacznie zmniejszyć moc chłodzenia, która jest proporcjonalna do $K_t S V^3$.

Następujące doświadczenia były wykonane w celu zbadania realnych możliwości zastosowania tej zasady (rys. 9). Cylinder długości 150 mm i średnicy 150 mm był zamknięty w dyszy i ścianki cylindra były otoczone ścianami współśrodkowemi, tak, że średnia szybkość powietrza na ścianach cylindra była stała. Powietrze opływające naokoło cylindra przechodziło przez rozszerzający się wylot o prostokątnym przekroju do wielkiego zbiornika, przedzielonego przegródką z 8-miu otworami średnicy 50 mm o ostrych brzegach. Powietrze było wysysane ze skrzynki zapomocą wentylatora. Ciśnienie powietrza było mierzone przed i za przegrodą. Odczytana różnica ciśnień umożliwiła obliczenie ilości powietrza przechodzącego przez dyszę



Rys. 9. Chłodzenie przymusowe całkowicie regulowane.

i wielkość ciśnienia przed płytą była użyta dla obliczenia mocy potrzebnej do wywołania przepływu powietrza. Cylinder był ogrzewany parą. Odczytywano temperaturę powietrza przy wejściu do dyszy i za przegrodą, oraz temperaturę pary w cylindrze.

Pomiary dały wyniki następujące:

Ilość ciepła rozproszonego na jednostkę czasu jest proporcjonalna do ułamkowej potęgi szybkości

$$C = K_c S \cdot \rho \cdot C_w \Delta t V^{\alpha} \qquad \text{gdzie}$$

α dla cylindra bez żeberek wynosi około 0,8 i maleje przy ożebrowaniu w miarę wzrostu głębokości żeberek spadając do 0.55.

Moc zużyta na chłodzenie wyraża się wzorem:

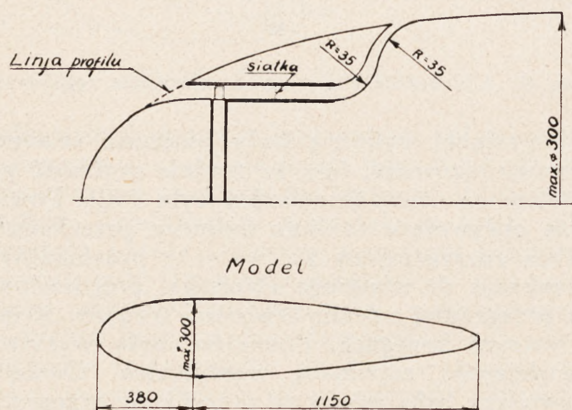
$$P = K_t (S + S_1) \rho V^{\beta}$$

gdzie S_1 — powierzchnia ścianek dyszy i $\beta = 3$ dla gładkiego cylindra ożebrowanego (2,9).

Nowoczesne silniki lotnicze rozwijają około 4,3 do 5,4 KM na 1 dm^2 wewnętrznej powierzchni cylindra. Ilość energji cieplnej rozpraszanej przez ścianki cylindra wynosi około 50% mocy mechanicznej. Stąd wynika, że ilość energji cieplnej, która musi być rozproszona, wynosi 2,1—2,7 KM na 1 dm^2. Pomiary wykazały, że przy różnicy temperatur 200^0, ilość energji potrzebnej do ochłodzenia 1 dm^2 powierzchni cylindra wynosiła 0,1 KM, co odpowiada 2,25% mocy mechanicznej.

Dalsze próby wykazały, że cylinder bez koszulki zużywa 8 razy więcej energji dla ochłodzenia, niż cylinder z koszulką. Przy zastosowaniu deflektorów ciśnieniowych, energja chłodzenia jest cztery razy większa niż przy zastosowaniu koszulki.

Dla zbadania możliwości zanalizowania chłodzenia całkowicie uregulowanego, zbudowano model z szeregiem dysz pierścieniowych; w dyszy umieszczono siatkę, która dawała opór równy oporowi silnika o mocy 560 KM o średnicy maksymalnej 1140 mm. (rys. 10). Rozważono



Rys. 10. Pomiary oporów chłodzenia przymusowego.

następujące wypadki. Pierwszy wypadek — dysza nieregulowana, drugi wypadek — dysza regulowana przez zmianę kształtu wlotu lub wylotu.

Wydajność dyszy określono w sposób następujący: Opór modelu pełnego — D_0; opór modelu z dyszami i siatką — D_c. Moc niezbędna do chłodzenia — KV^3. Wówczas będzie

$$\eta = \frac{K v^3}{(D_c - D_0) V^3}$$

gdzie v — szybkość powietrza w dyszy, zaś V szybkość na zewnątrz.

Dla dyszy bez wentylatora

$$\eta = 0{,}5 - 0{,}6 \quad \text{i} \quad \frac{v}{V} = 0{,}7.$$

Przy dyszy regulowanej η nie wzrasta, lecz istnieje możność powiększenia stosunku $\frac{v}{V}$.

Przy zastosowaniu wentylatora η wzrasta do 0,73 i stosunek $\frac{v}{V}$ w niektórych warunkach wzrasta do 1,15. Szczególną zaletą wentylatora jest automatyczna regulacja. W razie spadku szybkości powietrza nazewnątrz wzrasta ciąg wentylatora i zarazem szybkość powietrza w dyszy.

Naogół próby wykazały, że jeśli założymy, iż moc niezbędna dla chłodzenia cylindra w koszulce jest P, to moc zużycia na chłodzenie, uwzględniając stratę w dyszy będzie $2P$. Jeśli moc P jest przystosowana do warunków wznoszenia, to na szybkości maksymalnej moc chłodzenia wyniesie $4P$, zaś przy zużyciu regulowanej dyszy lub wentylatora 3 P. Przy zastosowaniu normalnego systemu chłodzenia z deflektorami ciśnieniowemi i osłonami klasycznemi, moc chłodzenia wyniesie $12P$. Niedawne doświadczenia na samolocie myśliwskim Gauntlet potwierdziły ten wynik. Gauntlet rozprasza 10% energji zamiast 1%.

W nowoczesnej instalacji silnika o mocy 640 KM, moc zużywana na chłodzenie wynosi 8 do 10%, przy 360 km/godz., czyli 50—60 KM; moc ta może więc być zredukowana do 20 KM, dając przyrost szybkości 10 km/godz.

Z chwilą, gdy problem chłodzenia całkowicie regulowanego zostanie rozwiązany, musi rozpocząć się nowy okres rozwoju silników lotniczych. Konstrukcja silników lotniczych rozwija się, biorąc bardzo mało pod uwagę interesy płatowca. Liczni konstruktorzy silników dążyli do typu silnika o jaknajmniejszym gabarycie, ale nie zawsze myślano o tem, aby jaknajlepiej przystosować silnik do wymagań samolotu w danej dobie. Jaskrawym przykładem jest tu kwestja samolotów wielosilnikowych. Pierwsze samoloty były przeważnie jednosilnikowe z silnikiem na kadłubie. Wobec tego pierwsze silniki lotnicze przybrały kształt o powierzchni czoło-

wej, mieszczącej się w kwadracie lub prostokącie o bokach niewiele różniących się od siebie (gwiazda, *V*, *W*). Później, potrzeba większej mocy jak również względy wojskowe wywołały powstanie samolotów wielosilnikowych, umieszczonych na skrzydłach. Jednocześnie z tem silniki, które ze zrozumiałych względów przekształcają swe formy wolniej niż samoloty, pozostały bez zmiany, jeśli chodzi o kształt zewnętrzny, pomimo że silniki, które były początkowo przeznaczone do zabudowania przed lub za kadłubem niezupełnie odpowiadały warunkom zabudowania na skrzydle.

Rozwój samolotów nowoczesnych idzie w kierunku samolotów 2 i wielosilnikowych. Kształty kadłubów, skrzydeł i opierzeń mają bardzo wysoką wydajność aerodynamiczną, zbliżającą się do optymum, tak, iż polepszenie wyczynów samolotu osiąga się jedynie zapomocą zwiększenia mocy. Znaczne polepszenie wyczynów samolotu jest możliwe bez wzrostu mocy jedynie przez skonstruowanie silników dostosowanych do montażu na skrzydle. Przy obecnej instalacji, zespół śmigło - silnikowy ma zbyt duży opór aerodynamiczny, co wynika z niecałkowitego pozbycia się oporu indukowanego i z nieracjonalnego chłodzenia silników.

Stosowanie na samolotach nowoczesnych skrzydeł o grubym profilu da możność całkowitego zamknięcia w skrzydle silnika lotniczego do tego dostosowanego. Nie określamy typu silnika, jaki najlepiej nadaje się do tego celu, jest to bowiem rzeczą silnikowców. Np. normalny sześciocylindrowy silnik rzędowy mógłby być kompletnie schowany w skrzydle samolotu dwusilnikowego o ciężarze 2500 kg pod warunkiem, że cylindry będą poziome.

Wyczyny samolotów mogłyby być polepszone przez zastosowanie silników 8 cylindrowych lub 12 cylindrowych o cylindrach poziomych przeciwległych o chłodzeniu przymusowem całkowicie regulowanem.

TŁUMIK CHILTONA DO TŁUMIENIA DRGAŃ SKRĘTNYCH W WAŁACH KORBOWYCH

Inż. KAZIMIERZ WOLSKI

W Nr. 3 Technicznych Nowości Lotniczych, z 1936 r. (str. 65 — 67) ukazało się streszczenie pracy Taylora w S. A. E. Journal (March 1936) o tłumieniu drgań skrętnych w wałach silników gwiazdowych. Streszczenie to, jak i oryginał, wymagają pewnego uzupełnienia. Mianowicie praca Taylora rozpatruje tłumik wahadłowy, stanowiący wahadło matematyczne. Z ogólnych równań ruchu drgań skrętnych układu złożonego z wału, dwóch mas i wahadła matematycznego jest wyprowadzony warunek tłumienia drgań:

$$\frac{\Omega^2 \cdot r_1}{L} = \omega^2 \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (1)$$

gdzie Ω szybkość kątowa wału, $\omega = 2\pi n$, n — częstotliwość wahadła, L — długość wahadła, r_1 — odległość osi wahadła od osi wału.

Ponieważ w pracy Taylora nie jest podany wzór dla wahadła fizycznego, ani też dla wahadła Chiltona o podwójnem podwieszeniu, przeto brak ten postaram się tu uzupełnić przez wyprowadzenie wzoru na długość wahadła o podwójnem podwieszeniu.

Niech będzie (patrz rys. 1) widok poprzeczny wału z przeciwwagą stanowiącą wahadło podwójnie podwieszone. Wahadło to znajduje się w polu sił środkowych $\Omega^2 . r$, przechodzących przez oś wału (Ω — szybkość kątowa wału r — odległość dowolnego punktu o masie m od osi wału).

Rozkładając siły pola na składowe w kierunku *ox*, *oy* mamy:

$$\Omega^2 r \sin\varphi = \Omega^2 x$$

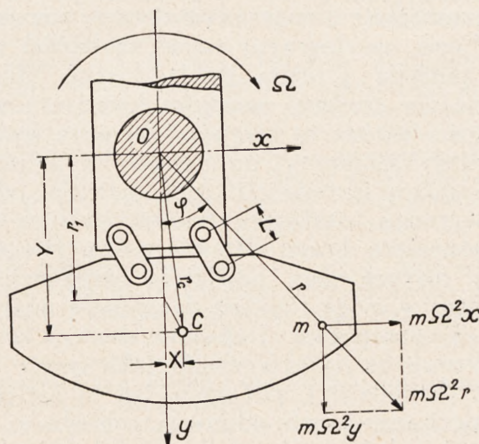
$$\Omega^2 r \cos\varphi = \Omega^2 y$$

Sumując siły elementarne wahadła, otrzymamy:

$$\Sigma m \Omega^2 x = \Omega^2 \Sigma m x = \Omega^2 M X$$

$$\Sigma m \Omega^2 y = \Omega^2 \Sigma m y = \Omega^2 M Y$$

gdzie X, Y — spółrzędne środka ciężkości C wahadła. Wypadkowa więc sił środkowych przechodzi przez środek masy wahadła i równa się $\Omega^2 \cdot M \cdot r_c$.



Ponieważ ruch wahadła (względny) jest postępowy, t. j. identyczny dla wszystkich punktów, stąd wynika, że wahadło w danym wypadku tak się zachowuje, jak gdyby masa jego była skupioną w środku ciężkości, t. j., jak wahadło matematyczne o długości L, którego masa umieszczona jest w środku ciężkości C.

Warunek tłumienia za pomocą wahadła matematycznego wyraża wzór (1), wyprowadzony przez Taylora. Dla wahadła o podwójnem podwieszeniu będziemy mieli $r_1 = r_c - L$, oraz warunek tłumienia:

$$\frac{\Omega^2 (r_c - L)}{L} = \omega^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2)$$

Dla silników gwiazdowych 9-o cylindrowych będzie $\omega = 4{,}5\ \Omega$ (t. j. częstotliwość wahadła musi się równać częstotliwości impulsów wzbudzających drganie czyli 4,5 wybuchów na jeden obrót), a więc:

$$L = \frac{r_c}{21{,}25} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

Nadmienić należy, że przykład podany w S.A.E. jest błędny, albowiem jeżeli odległość środka ciężkości wahadła od osi wału $r_c = 6'' = 152{,}4$ mm, to

$$L = \frac{152{,}4}{21{,}25} = 7{,}17 \text{ mm}$$

a nie 9,5 mm, jak jest podane w artykule Taylora.

NOWSZE BADANIA Z DZIEDZINY AERODYNAMIKI I MECHANIKI LOTU W STANACH ZJEDNOCZONYCH

Na tegorocznym (czwartym z rzędu) zjeździe Instytutu Nauk Lotniczych (Institute of the Aeronautical Sciences) fachowcy merykańscy omawiali wyniki swych prac badawczych, których przegląd w streszczeniu podajemy polskim czytelnikom za organem Instytutu „Journal of the Aeronautical Sciences" z marca b. r.

O technice doświadczeń nad burzliwością przepływów mówił H. L. Dryden. Technika ta ogromnie się rozwinęła w ostatnich latach, odkąd poznano wpływ turbulencji na siły aerodynamiczne. Naprzykład opór ciała opływowego może wzrosnąć o 100%, a największa nośność o 30% przy zmianie stopnia turbulencji. Początkowo miarą porównawczą turbulencji był jej wpływ na opór kuli; ogólnie za taką miarę przyjęto liczbę Reynoldsa, przy której spółczynnik oporu kuli wynosi 0,3. Ponieważ okazało się, że t. zw. krytyczna liczba Reynoldsa jest zależna od średnicy kuli, lepszą miarą turbulencji jest różnica ciśnień w otworach z przodu i z tyłu kuli. Spółczynnikowi oporu 0,3 odpowiada w przybliżeniu różnica ciśnień, równa 1,22-krotnemu ciśnieniu dynamicznemu.

Dalszy rozwój techniki pomiarowej wprowadził anemometr o nagrzanym drucie; pozwala on na zdjęcie oscylogramu zmian szybkości w danym punkcie z dużą dokładnością. Stosunek pierwiastka średniej wartości kwadratu wahań szybkości (który to pierwiastek może być bezpośrednio zmierzony) do średniej szybkości służy za miarę turbulencji. Inne metody, jak śledzenie ruchu cząsteczek zawieszonych w cieczy lub powietrzu przez ultramikroskop (Fage) lub ruchu małych mas powietrza ogrzanych iskrą elektryczną mogą również dać pewną miarę turbulencji przepływu. Używano również wpływu turbulencji na dyfuzję ciepła jako miary turbulencji (Schubauer), podobnie, jak to już dla celów porównawczych oddawna robiono w meteorologji z dyfuzją dymu, kurzu lub nawet baloników. Ostatnio National Bureau of Standards zajmował się związkiem między krytyczną liczbą Reynoldsa dla kuli a pierwiastkiem ze średniej wartości kwadratu wahań szybkości, używając dla zmiany stopnia turbulencji siatek drucianych o różnych wielkościach oczek i robiąc pomiary w różnych odległościach od siatki. Dla danej siatki znajdywano pewną określoną zależność między krytyczną liczbą Reynoldsa dla kuli o danej średnicy a średnią kwadratową wahań szybkości, ale dla różnych siatek krzywe te były różne. Wreszcie G. I. Taylor w Anglji sformułował statystyczną teorję turbulencji, dzięki której można użyć średniej wielkości wirów (dostępnej dla pomiarów) jako miary turbulencji.

Th. Theodorsen przedstawił streszczenie swych prac teoretycznych nad *aerodynamiką profilu o dowolnym kształcie*. Udało mu się znaleść metodę matematyczną prostą w zastosowaniu dla obliczenia rozkładu ciśnień na takim profilu, a co za tem idzie również sił oporu i wyporu. Ten sam badacz próbował obliczyć *siły na płat poddany drganiom*, uogólniając wyniki Wagnera i Glauerta dla płata z klapą (3 stopnie swobody). Siły dają się obliczyć dokładnie; ciekawym wynikiem jest, że przebieg sił ma znaczne przesunięcie fazy w stosunku do ruchu chwilowego.

H. L. Dryden mówił ogólnie o postępach zarówno teoretycznych jak i praktycznych w tej dziedzinie. Niema mowy, jak dotychczas, o zupełnem matematycznem opanowaniu zagadnienia stateczności; wymagałoby to znajomości 36-ciu wielkości, będących funkcjami kąta natarcia i ustawienia usterzeń. W ostatnich latach posunięto się jednakże dalej w trzech kierunkach: udoskonalono i ułatwiono zarazem metody przewidywania charakterystyk stateczności danej konstrukcji w locie ślizgowym (Zimmer-

man), uproszczono metody rozwiązania równań stateczności (metody elektryczne), wreszcie zastosowano badania w tunelu korkociągowym, w którym model sam rozwiązuje równania różniczkowe i określa parametry. W niektórych krajach to ostatnie badanie jest normalnie stosowane dla każdego nowego samolotu. Nowe te metody nie zastępują jednak dotychczas używanych, jak urządzeń do badania autorotacji w normalnym tunelu, wagi korkociągowej do pomiaru sił i momentów, ramienia obrotowego dla studjów zagadnień lotów krzywolinjowych (Th. Troller), wreszcie pomiarów w locie. O ile badanie stateczności w locie ślizgowym nie przedstawia większych trudności, o tyle stateczności z gazem czy to w locie prostym czy w korkociągu nie możemy jeszcze pomierzyć dokładnie. Możnaby tu niejednego nauczyć się od chłopców, zajmujących się modelarstwem. W badaniach sterowności jednym z ważniejszych nowszych wyników jest odkrycie, że próby statyczne muszą być uzupełnione dynamicznemi, w których naśladuje się bezwładność opływu powietrza i ruch samolotu.

O kierowaniu samolotu zapomocą dwóch sterów *) mówił A. Klemin. Zdaniem doświadczonych pilotów trudności w nauczaniu kierowania trzema sterami bywają znacznie wyolbrzymione, natomiast okoliczność, że kierowanie dwusterowe opiera się reakcji pośredniej, a trójsterowe — na bezpośredniej, czyni to pierwsze prostszem. Po omówieniu teoretycznej literatury przedmiotu oraz prób w locie samolotów Fairchild F. 22 i Weick W-IA, mówca sformułował szereg wniosków, z których warto przytoczyć niektóre. Odpowiednia kombinacja strzały, dużego usterzenia pionowego i charakterystyki lotek może dać w rezultacie dobre zachowanie się samolotu w skrętach. Sterowność i zdolność do ślizgów wymuszonych samym sterem kierunkowym są zmniejszone. Konstruktorzy widzą jednak duże możliwości w sterowaniu dwusterowem.

*) Chodzi tu o skasowanie steru wysokości (przyp. tłom.).

Pozatem była mowa o sterowności poprzecznej na dużych kątach natarcia; nowsze badania w N.A.C.A. wskazują na to, że sterowność ta wymaga pewnego tłumienia ruchów dokoła osi podłużnej — przynajmniej na końcach skrzydeł oderwanie nie powinno następować przy kątach natarcia, jakie mogą być utrzymane w locie (Fr. E. Weick).

Uwagi o technice lądowania na samolotach zaopatrzonych w klapy wygłosił M. N. Gough. Tytuł odczytu E. P. Hartmana brzmiał: *Rozważania nad przebiegiem startu.* Autor pokazuje, że dla obliczenia długości rozbiegu bardziej potrzebna jest znajomość ciągu śmigła w ostatniej fazie rozbiegu niż w początkowem stadjum (samolot stojący); jednocześnie podaje nową metodę obliczenia długości rozbiegu.

E. K.

2-ga MIĘDZYNARODOWA WYSTAWA LOTNICZA „ILIS" W SZTOKHOLMIE (15.V — 1.VI.1936 r.)

Inż. ZBIGNIEW ARND

Poza klasycznym, organizacyjnie najstarszym „Salonem lotniczym" w Paryżu, odbywającym się co dwa lata i stanowiącym przegląd w zarysie światowego lotnictwa, poza podobnemi okresowemi międzynarodowemi wystawami lotniczemi w Londynie, Berlinie i ostatnio Medjolanie, które dają raczej przegląd potężnego lotnictwa gospodarzy przy mniej lub więcej ciekawym udziale gości, organizują się mniejsze wystawy lotnicze o charakterze lokalnym, również zwane międzynarodowemi, jak ostatnio w Sofji i Sztokholmie. Organizatorzy tych wystaw wydają się mieć na celu przedewszystkiem propagandę lotnictwa w swoim kraju oraz przekonanie miejscowego społeczeństwa o konieczności wzorowania się na lotnictwie zagranicznem. Wystawy takie odbywają się przedewszystkiem w krajach importujących sprzęt lotniczy i dają państwom zainteresowanym w eksporcie do tych krajów sposobność do zademonstrowania swej wytwórczości lotniczej i jej technicznego poziomu, jako czynnika propagandy handlowej lub politycznej.

Reasumując, należy stwierdzić, że zbyt liczne wystawy pochłaniają bardzo wielkie sumy, na wydanie których nie może sobie pozwolić żaden przemysł lotniczy bez wydatnej pomocy rządowej. Te względy przedewszystkiem a ponadto dążenie danego Rządu do programowego demonstrowania narodowego dorobku lotniczego na forum międzynarodowem, sprawiły, że udział państw w wystawach lotniczych wyraża się coraz częściej w postaci stoisk narodowych, organizowanych przez właściwe Ministerstwa lotnictwa lub przez Związki przemysłu lotniczego, korzystające w tym wypadku z pomocy swoich Ministerstw.

Ostatnia wystawa sztokholmska była właściwie pierwszą wystawą międzynarodową, na której Polska zorganizowała stoisko państwowe, tak jak Niemcy, Anglja, Czechosłowacja i Finlandja. Polskie władze lotnicze powierzyły zorganizowanie stoiska polskiego Zrzeszeniu Polskich Przemysłowców Lotniczych, udzielając w tym celu niezbędnej pomocy.

Wystawa odbyła się w hangarze cywilnego portu lotniczego dla wodnopłatowców w Lindarengen na brzegu jednej z licznych i pięknych zatok, omywających stolicę Szwecji. Hangar ten wraz z przybudówką o łącznej powierzchni 3000 m² mieścił stoiska państwowe Szwecji, Anglji, Finlandji i Polski oraz szereg stoisk fabrycznych. Stoisko polskie zajmowało 360 m² i dominowało w tej hali. Państwowe stoisko niemieckie mieściło się w oddzielnej specjalnie w tym celu przez Niemców zbudowanej hali drewnianej o powierzchni około 2000 m², czyli 40% całej wystawy. Pokaz niemiecki, obejmujący wszystkie dziedziny produkcji lotniczej, może być uważany za oddzielną wystawę niemieckiego przemysłu lotniczego.

Otwarcia wystawy dokonał król Gustaw w obecności następcy tronu, Rządu i bardzo licznego orszaku dyplomatycznego i wojskowego.

Z kolei przejdziemy do omówienia udziału poszczególnych państw.

Anglja

Zbiorowe stoisko angielskie składało się ze stoisk poszczególnych firm przy całkowitej przewadze silników. Oprócz jedynego samolotu sanitarnego firmy „General Aircraft, Ltd." typu „Monospar Ambulance" z dwoma silnikami Pobjoy i składanemi skrzydłami, którym specjalnie interesował się szwedzki Czerwony Krzyż, pozostałe eksponaty to mniej lub więcej znane silniki następujących firm: Wolseley Aero Engines, Ltd. typy „Aquarius", „Aries", „Scorpio" i „Libra", wszystkie gwiazdowe chłodzone powietrzem; D. Napier and Son, Ltd. typu „Halford-Dagger" 24 cyl. i „Rapier" 16 cyl. — oba chłodzone powietrzem o układzie cylindrów „H", oraz budowany w licencji junkersowski diesel; Armstrong Siddeley Motors, Ltd. typy „Tiger", „Cheetah" i „Genet Major"; Rolls-Royce, Ltd. typ „Kestrel"; The de Havilland Aircraft Company, Ltd. typ „Gipsy Six"; The Bristol Aeroplane, Ltd. typy „Mercury VIII" i „Pegasus X"; Pobjoy Airmotors and Aircraft, Ltd. typ „Niagara II". Prócz tego wystawiono przyrządy pokładowe: Short and Mason, Ltd. i Smith Aircraft Instruments, Ltd. radjostacje lotnicze Standard Telephones and Cables, Ltd., pneumatyki Dunlop Rubber Company, Ltd., ponadto zaś inne drobne akcesorja, modele samolotów i inne.

Czechosłowacja

Czechosłowacja posiadała dwa stoiska: jedno oficjalne Ministerstwa Robót Publicznych, drugie firmy Walter. Ministerstwo wystawiło znany turystyczny samolot „Baby", który lądował na łączce przy wystawie i wzbudził duże zainteresowanie publiczności swemi małemi wymiarami i równie małą ceną, podawaną na 8000 zł. Prócz tego wystawiono serje fotografji samolotów, kilka modeli silników i silnik inż. F. Janecka. Całość stoiska bardzo skromna. Walter, jak zwykle i wszędzie, przedstawił pełny zespół swych silników od „Atomu" poprzez „Mikrony", „Minory", „Majory", „Gemmy" i „Bory" do „Regulusa", „Castora" i „Polluxa", czyli od 25 KM do 480 KM, oraz ciekawy zespół surówek do tych silników. Stoisko urządzone wzorowo i przejrzyście.

Finlandja

Finlandja była reprezentowana przez państwową wytwórnię samolotów Valtion Lentokonetehdas, która wystawiła samolot wywiadowczy dwumiejscowy własnej konstrukcji, nazwany „Tuisku", będący dwupłatem klasycznym z silnikiem Armstrong Siddeley Lynx IV 215 KM. Samolot ten wyróżniał się przedewszystkiem wzorowem wykończeniem, natomiast charakterystyki jego należą do lat ubiegłych. Na stoisku znajdowały się ponadto doskonałe sklejki brzozowe, lakiery celulozowe i t. p.

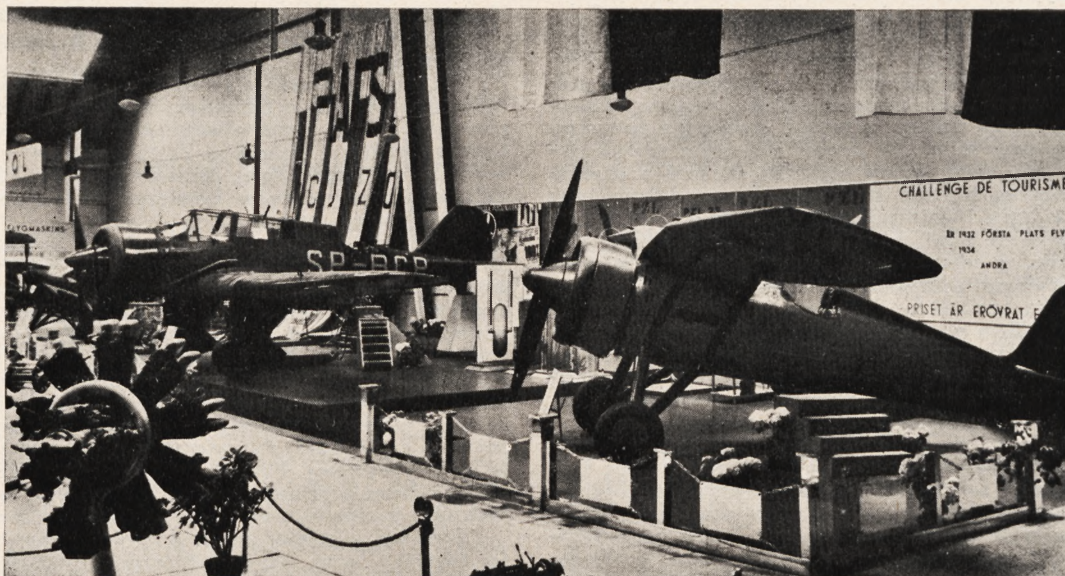
Holandja

Holandja była reprezentowana przez Fokkera. Głównym eksponatem była dwumiejscowa maszyna wywiadowcza i do lekkiego bombardowania C. 10 — dwupłatowiec z silnikiem Hispano-Suiza 860 KM (moteur canon). Uzbrojenie: 1 armatka Oerlikon 20 mm na silniku (strzelająca przez piastę śmigła 400 strzałów na minutę), 1 karabin maszynowy synchronizowany i jeden obserwatora; wyrzutniki do bomb w dolnem skrzydle. Wyposażenie: aparat foto, radjostacja Philips VR 22. Hydraulicznie uruchomiane klapy w dolnych skrzydłach. Charakterystyki: szybkość maksymalna 350 km/godz., pułap 9000 m. Ze względu na swe uzbrojenie, wyposażenie i charakterystyki samolot ten należał do najwartościowszych eksponatów wystawy. Inne samoloty Fokkera można było oglądać tylko na fotografjach; należały do nich pościgowiec D. 21 o szybkości maksymalnej 485 km/godz. i pułapie 11000 m, uzbrojony w armatkę (Hispano-canon) i 4 karabiny maszynowe, pasażerski 4 silnikowy F. 56 o łącznej mocy 4400 KM i szybkości maksymalnej 355 km/godz, unoszący 56 pasażerów i 5—6 osób załogi; ciężar w locie 22500 kg.

Niemcy

Hala niemiecka zasługiwała na oddzielne, szersze omówienie. Spełniała ona znakomicie swoje zadanie propagandowe, dając przegląd całokształtu potężnej niemieckiej produkcji lotniczej od samolotów i silników poczynając a kończąc na ich częściach w różnych stadjach fabrykacji i na wyposażeniu. Nie brakło też oddzielnych stoisk, jak Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt (szereg przyrządów pomiarowych i badawczych) i Deutsches Forschungsinstitut für Segelflug z Darmstadtu (modele szybowców, szybowiec „Rhönsperber", przyrządy pomiarowe i in.) oraz stoiska niemieckiego piśmiennictwa lotniczego.

Wśród samolotów główną atrakcję stanowił samolot Junkersa Ju-86, dolnopłatowiec całkowicie kryty gładką blachą, zaopatrzony w podwozie chowane i w dwa silniki ropowe „Jumo" 600 KM. Samolot ten w wykonaniu pasażerskiem mieści w dość ciasnej kabinie 12 pasażerów i posiada następujące charakterystyki: ciężar własny 4790 kg, ciężar unoszony 2660 kg, ciężar całkowity 7450 kg, szybkość maksymalna 300 km/godz., szybkość lądowania 96 km/godz, zasięg 1075 km, pułap praktyczny 7100 m. W samolocie tym pokładane są jakoby duże nadzieje. Prócz niego wystawiono pięć innych samolotów szkolnych, sportowych i turystycznych z challenge'owym



Stoisko polskie. Na pierwszym planie P-11c, za nim PZL-23.

Meserschmidtem Me 108 w luksusowem wykonaniu handlowem na czele, a więc: dwumiejscowe: Bücker Bü-131 „Jungmann", Klemm Kl-25d, wodnopłatowiec Gotha Go 145, oraz dwa wojskowe: Focke-Wulf Fw-56 „Stösser" — szkolny pościgowy i Arado Ar 76 jednomiejscowy z 1 karabinem maszynowym, wyrzutnikiem do 3 bomb 10-kilogramowych i radjostacją. Te dwa ciekawe samoloty były jedynem zakłóceniem harmonji niezwykle pokojowo ujętego charakteru hali niemieckiej. Poza samolotami wystawiono szereg modeli, a wśród nich Dorniery: Do X i jego następca Do 20 o pięknych linjach aerodynamicznych, o silnikach umieszczonych w skrzydłach zamiast, jak w Do X, na nich. Było również kilka silników o słabej i średniej mocy oraz Junkers „Jumo" 205 o mocy 600 KM przy 2200 obr/min i 520 KM przy 1800 obr/min i ciężarze 520 kg.

W dalszym ciągu pokazano dział lekkich metali i stali w półwyrobach i wyrobach gotowych, dział radjowy i najciekawszych przyrządów pokładowych z urządzeniami do ślepego pilotażu, nowoczesne urządzenia radjowe lotnisk i wiele innych przedmiotów, których niepodobna tu wyliczyć, akcesorji, tablic, statystyk i wykresów, pokazowy tunel dymowy dla opływów, słowem bogaty zespół dowodów wysokiego poziomu techniki lotniczej niemieckiej, rozmiarami swemi przygniatający resztę wystawy. Był to pokaz nietylko „kolossal", ale i dobrze pomyślany i zasługujący na naśladowanie ze strony państw o wysokim już poziomie lotnictwa.

Szwecja

Szwecja przedstawiła przedewszystkiem swoją światowej sławy produkcję hutniczą, mianowicie: blachy, wstęgi, rury i pręty różnych przekrojów ze stali węglowych i stopowych, ze stali nierdzewnych, profile wstęgowe gotowe elementy ze stali nierdzewnej spawane punktowo i t. p. Produkcja ta reprezentowana była przez znane firmy Sandvikens Jernverks A. B., Uddekolms A. B. i S. E. E. Fabriks A. B. Opierając się na swej produkcji stalowej lotnictwo szwedzkie poszukuje od dłuższego czasu typów samolotów całkowicie lub częściowo stalowych dla budowy ich w licencji Stąd stały stosunek przedewszystkiem z przemysłem angielskim. Centralne państwowe warsztaty lotnicze budują właśnie serję licencyjnych angielskich samolotów wywiadowczych „Hawker Hart", z których jeden znajdował się na wystawie, wyposażony w silnik Bristol Mercury VI, również budowany licencyjnie przez szwedzką wytwórnię silników „NOHAB" A. B. budującą również inne silniki Mercury.

Fotomontaże najnowszych dział przeciwlotniczych Boforsa. oraz ciekawe stoiska firmy AGA (Svenska A. B. Gasacumulator), demonstrujące różne odmiany sygnalizacyjnych świateł lotniskowych i innych elektrycznych i gazowych, opartych na głośnym wynalazku szwedzkim akumulatora gazowego, uzupełniały niewielki, ale na wysokim poziomie technicznym stojący pokaz przemysłu szwedzkiego.

Polska

Polska w granicach swoich możliwości dała stoisko, które dobrze świadczyło o poziomie naszego lotnictwa, a rozmiarami swemi i wystawionemi eksponatami dominowało w głównej hali wystawowej. Wszystkie wystawione przedmioty są nam dobrze znane; wymienimy je zatem tylko dla porządku. Płatowce: wywiadowczo-bombowy PZL-23 z Pegazem VIII, pościgowiec PZL P-11c z Merkurym V S 2, wystawiony zamiast P-24, który w tym czasie nie mógł być pokazany, RWD-13 z Walterem Majorem IV, prócz tego balon „Kościuszko". Fotomontaże i wielkie tablice przypominały o polskich zwycięstwach w zawodach Challenge i Gordon Bennett. Pozostałe eksponaty, to ostatnio homologowany silnik Avia-3, czterocylindrowy, chłodzony powietrzem o mocy 60 KM, który ze względu na swe ciekawe charakterystyki, doskonałe wyniki prób i zapowiadaną niską cenę znaleźć powinien szerokie zastosowanie w naszem lotnictwie słabosilnikowem; amortyzatory oliwno-powietrzne „Avia", przewody giętkie „Vipera", produkcji Avji; narty aerodynamiczne fabryki W. Szomański i S ka do pościgowców PZL, dające mniejsze opory, niż koła bez owiewek; synchronizator J. Szala w pięknem wykonaniu wystawowem z dwoma oryginalnemi karabinami maszynowemi FK33, wszystko zmontowane na chromowanym stole i uruchomione elektrycznie; obrotnik firmy W. Stelmaszyk z Lublina typu SS32 bis z dwoma karabinami bliźniaczemi. Nadto wystawiono tablicę Polskich Linji Lotniczych „Lot" z fotografjami samolotów i statystykami oraz kinematograf szafowy Kodak, demonstrujący prace Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie ze specjalnem podkreśleniem badania opływów różnych profili oraz skrzydeł szczelinowych i klap. Pokazano też sklejkę lotniczą braci Konopackich, a Walcownie Metali w Dziedzicach wykonały z blachy aluminjowej, miedzianej i mosiężnej całkowite ogrodzenie stoiska.

Organizatorzy stoiska polskiego zaprosili do jego zwiedzania grupę wyższych oficerów szwedzkiego Departamentu Lotnictwa z pp. inż. Sjögren — kierownikiem technicznym lotnictwa i płk. Fogman — kierownikiem zakupów na czele, łącznie 10 osób. Delegacja szwedzka przebywała półtorej godziny na stoisku i zaznajomiła się kolejno ze wszystkiemi eksponatami, poświęcając niektórym z nich więcej czasu. Dotyczy to przedewszystkiem samolotu PZL-23. Delegacja otrzymała teczki z kompletami opisów technicznych wystawionych przedmiotów. Po zamknięciu wystawy dwóch pilotów szwedzkich dokonało lotów próbnych na PZL-23. Do atrakcji polskiego uczestnictwa w wystawie należy zaliczyć kilka wydarzeń, notowanych przez prasę szwedzką, a mianowicie: przelot por. Włodarkiewicza na wystawionym samolocie PZL-23 z Warszawy do Sztokholmu w prostej niemal linji ponad Bałtykiem w 9 godzin i 40 minut i jego lądowanie na nowozbudowanem lotnisku cywilnem Sztokholmu w Bromma jako pierwszej wogóle maszyny tam lądującej; przelot p. Onoszki z małżonką na wystawionej RWD-13 z Warszawy via Berlin, Hamburg, Kopenhaga, Malmö i jego lądowanie na łączce w pobliżu wystawy z dobiegiem 50-metrowym. Największą atrakcją był przylot z Warszawy na nowe lotnisko Bromma czterech pościgowców P-11 c pod dowództwem Szefa Departamentu Aeronautyki gen. L. Rayskiego i jednej maszyny pomocniczej R.XIII. Przed lądowaniem eskadra powitała szwedzkie lotnictwo piękną akrobacją zbiorową, lądując następnie z trudem na lotnisku, na którem panował niezwyczajny chaos, wśród przeszło 80 dowolnie manewrujących samolotów, zgromadzonych z okazji inauguracji lotniska. Pomimo widocznych niedociągnięć organizacyjnych otwarcie lotniska odbyło się szczęśliwie bez wypadku.

Na zakończenie należy stwierdzić, że udział Polski w manifestacjach sztokholmskich przyniósł niewątpliwą korzyść propagandową naszemu lotnictwu wogóle, a przemysłowi lotniczemu w szczególności, ujawniając korzystne dla nas możliwości w Szwecji.

LOTNICTWO STRATOSFERYCZNE

W wyniku zainteresowania, z jakiem spotkał się umieszczony w styczniowym numerze naszego pisma artykuł p. t.: Przystosowanie samolotu do lotów stratosferycznych (str. 17—22) postanowiliśmy nadal zapoznawać naszych czytelników z najnowszemi pracami i poglądami, dotyczącemi tej nowej stosunkowo gałęzi lotnictwa. Poniżej podajemy streszczenia dwóch nowych prac z tej dziedziny, jednej silnikowej, drugiej płatowcowej.

Jak będą pracowały silniki samolotów stratosferycznych

Na 5 kongresie Volty w Rzymie H. R. Ricardo przedstawił zasady, na jakich powinna być zdaniem jego oparta praca silników, przystosowanych do długodystansowej pracy na wysokościach ok. 12 km (samoloty stratosferyczne). Spadek ciśnienia o trzy czwarte i temperatury do —54° pociągnie za sobą konieczność opanowania specjalnych zagadnień.

Konieczność sprężania wstępnego powietrza zasilającego silnik nie budzi najmniejszej wątpliwości; ustalenie wielkości najkorzystniejszego ciśnienia ładowania opiera się na założeniu, że ciśnienie w kabinie pasażerskiej będzie równe ciśnieniu ładowania. Za najkorzystniejszą wartość tego ciśnienia Ricardo przyjmuje 500 mm Hg jako wartość kompromisową między fizjologicznemi wymaganiami pasażerów z jednej strony i względami wytrzymałościowemi z drugiej (wysokiej różnicy ciśnień między kabiną a otoczeniem musi się przeciwstawić wysoka wytrzymałość a zatem znaczny ciężar konstrukcji kabiny).

3,3-krotne sprężenie powietrza, konieczne dla uzyskania wyżej określonego ciśnienia powietrza, odbywałoby się w dwóch stopniach: pierwszym byłaby sprężarka odśrodkowa napędzana turbiną spalinową, drugim zaś dająca się wyłączać sprężarka typu Roots'a lub innego tej kategorji. Celem umożliwienia przepłukiwania przestrzeni dawkowej i podniesienia w ten sposób sprawności cieplnej należy zużyć do sporządzenia mieszanki palnej tylko część powietrza dostarczanego przez pierwszy stopień, resztę zaś podać na drugi, zużywając ją po sprężeniu do przepłukania przestrzeni dawkowej i do doładowania silnika do potrzebnego ciśnienia ładowania 500 mm Hg. W pierwszym stopniu temperatura powietrza podniesie się do +50°; najracjonalniejszym sposobem obniżenia jej będzie umieszczenie chłodnicy w ściankach kabiny pasażerskiej, dzięki czemu zostanie rozwiązane zagadnienie ogrzewania tej kabiny. W ten sposób można przyjąć, że temperatura powietrza, wprowadzanego do drugiego stopnia, wyniesie —5°, zaś po sprężeniu wzrośnie do +17°, korzystnych zarówno dla pasażerów jak i dla silnika; z tego wynika, że druga chłodnica stanie się zbędna.

Chcąc zasilać silniki stratosferyczne przy pomocy gaźnika, należałoby umieścić go między chłodnicą międzystopniową a wlotem do cylindrów. Rozwiązanie takie należy uznać za bardzo niewygodne ze względu na niebezpieczeństwo przelania gaźnika i na trudności związane z doprowadzaniem paliwa pod ciśnieniem. Z tych względów należy przewidzieć zastosowanie wtrysku benzyny, pozwalającego na dobre odparowanie paliwa bez potrzeby podgrzewania powietrza i na uzyskanie dzięki temu wysokiej sprawności wolumetrycznej i zmniejszonej skłonności do detonacji.

Chłodzenie powietrzne silników stratosferycznych okaże się zapewne niemożliwe, gdyż przyjmując temperaturę najgorętszych części silnika na 200° uzyska się coprawda na wysokości 12 km 40-procentowy wzrost różnicy temperatur między temi częściami a otoczeniem, jednak nie skompensuje to 75-procentowego spadku gęstości powietrza. Sprawa chłodzenia przedstawia się znacznie korzystniej przy chłodzeniu cieczą. Opierając się na temperaturze cieczy chłodzącej 85° można się przekonać, że na wysokości 12 km różnica temperatur między chłodnicą a otoczeniem wzrośnie o 100%, co wystarczy dla dobrego chłodzenia mimo wyżej podanego spadku gęstości powietrza. Jeśli uwzględnić wszystkie czynniki, jak spadek temperatur, wzrost szybkości i inne, okaże się, że w porównaniu do warunków lotu w bliskości ziemi powierzchnia chłodząca silników o chłodzeniu powietrznem będzie musiała być podwyższona o 35%, podczas gdy dla silników chłodzonych cieczą wystarczą chłodnice o powierzchni, wynoszącej 85% powierzchni, koniecznej w bliskości ziemi. Z tego wynika, że silniki stratosferyczne będą wymagały niewątpliwie chłodzenia cieczą.

Niezwykłe zalety w zastosowaniu do silników wysokościowych posiada metoda doładowania, polegająca na oddzielnem wprowadzeniu mieszanki paliwa z powietrzem pod normalnem ciśnieniem, przyczem oddzielnie zostaje wprowadzone przez inny zawór lub szczelinę wlotową powietrze pod zwiększonem ciśnieniem. Dzięki temu sprężarka, przez którą przechodzi tylko część powietrza, nie potrzebuje być taka duża, a pozatem osiąga się uwarstwienie mieszanki i czystego powietrza w przestrzeni dawkowej, co pozwala na spalanie znacznie uboższych mieszanek (70% w stosunku do najuboższego składu, pozwalającego w normalnych warunkach na całkowite spalenie), niż przy zwykłych metodach zasilania. Próby z tego rodzaju zasilaniem przeprowadzono już w 1914/15 r. uzyskując 73% sprawności obiegu teoretycznego. Uwarstwienie mieszanki zmniejsza ponadto ilość ciepła, odprowadzanego przez chłodzenie.

Opisany sposób doładowania nadaje się bardzo dobrze do silników stratosferycznych w połączeniu z rozrządem suwakowym, który pozwala na pracę przy bardzo wysokich obrotach, eliminuje z przestrzeni dawkowej gorące miejsca, stojące na przeszkodzie podwyższaniu stopnia sprężania, ponadto zaś ułatwia sterowanie silnika, polegające na kolejnem otwieraniu otworów wlotowych, szczelin dla doładowania i otworów wydechowych.

Silnik stratosferyczny, którego stopień sprężania (ok. 9:1) będzie dostosowany do oszczędnego lotu na wysokości, i którego chłodnica będzie dostosowana również do tych samych warunków a zatem niewielka, może sprawiać trudności przy pracy w bliskości ziemi (start i wznoszenie), zwłaszcza że w warunkach tych potrzebna jest duża moc. Celem pokonania tych trudności zajdzie potrzeba użycia następujących sposobów:

1. Użycie specjalnego paliwa o podwyższonej liczbie oktanowej.
2. Użycie paliwa o wysokiem cieple parowania, podwyższającego sprawność wolumetryczną i ułatwiającego chłodzenie silnika.
3. Zastosowanie podczas wznoszenia pracy na uwarstwionej mieszance i zmniejszenie dzięki temu ilości ciepła, odprowadzanej przez ścianki silnika.

Jako paliwo o wysokiej liczbie oktanowej, konieczne podczas wznoszenia, wchodzi w rachubę przedewszystkiem alkohol; jego niska wartość opałowa nie będzie przeszkodą, gdyż straty z tego tytułu będą z naddatkiem wyrównane dzięki podwyższeniu sprawności wolumetrycznej i wysokiej odporności na detonację. Wtrysk paliwa pozwoli na całkowite odparowanie alkoholu i ułatwi ponadto zmianę regulacji, konieczną przy przejściu z alkoholu na benzynę, trudną do uskutecznienia przy użyciu gaźnika.

Maksymalne ciśnienie spalania wyniesie podczas przelotu ok. 48 kg/cm², zaś podczas wznoszenia może być ono bez obawy ze względu na krótkotrwałość pracy w tych warunkach podwyższone do 60 kg/cm². W związku z tem powietrze doprowadzane do silnika będzie musiało być w bliskości ziemi dławione do 620 mm Hg; w tych warunkach uzyska się przy użyciu alkoholu średnie ciśnienie indykowane 10 kg/cm². Ta sama wartość może być uzyskana przy doładowaniu powietrza do ciśnienia atmosferycznego przez szczelinę dodatkową, jednak przy wprowadzeniu tylko takiej ilości paliwa, która może być spalona przez podstawową dawkę powietrza. Zaletą pracy na uwarstwionej mieszance jest ponadto możność zachowania stałego ustawienia pompki paliwowej podczas większości czasu zużytego na wznoszenie, w warunkach bowiem pracy przy nadmiarze powietrza moc zależy wyłącznie od ilości doprowadzanego paliwa. Przebieg lotu wznoszącego będzie następujący:

Start następuje przy wyłączonej sprężarce odśrodkowej (I stopnia) z przepustnicą, dławiącą powietrze wlotowe do ciśnienia 620 mm Hg; sprężarka II stopnia jest wyłączona, zaś pompka dostarcza tyle paliwa, aby wyzyskać ilość wprowadzonego powietrza. Podczas pierwszych 1.700 m położenie przepustnicy ulega takiej zmianie, aby ciśnienie wlotowe zachowało pierwotną

wielkość 620 mm Hg. Od 1700 m zostaje włączona sprężarka II stopnia. Począwszy od 4000 m włącza się sprężarkę I stopnia, utrzymując stałą wielkość ciśnienia wlotowego (620 mm Hg). Na wysokości 8 do 10 km przełącza się z alkoholu na benzynę, zmieniając jednocześnie regulację pompki paliwowej odpowiednio do zwiększonej wartości opałowej benzyny. Po osiągnięciu przewidzianej wysokości podróżnej obniża się ciśnienie ładowania do 500 mm Hg, uzyskując w ten sposób moc podróżną. (Thermodynamik und Gemischbildung bei Höhenmotoren, Deutsche Luftwacht, Ausgabe Luftwissen, Nr. 2 (1936), str. 46—48).

Zagadnienie lotów stratosferycznych

Teorja wskazuje na wielkie zalety lotów stratosferycznych, jednak urzeczywistnienie ich wymaga pokonania ogromnych trudności. Nasuwające się w związku z tem zagadnienia mogą być podzielone na pięć głównych grup, uszeregowanych w stopniu ich ważności jak następuje: 1) Zespoły napędowe, 2) Komfort pasażerów, 3) Zagadnienia konstrukcyjne, 4) Zagadnienia aerodynamiczne i 5) Obsługa i nawigacja.

W związku z zespołem napędowym istnieją następujące trudności: a) chłodzenie silników i oleju, zależne od gęstości powietrza, b) obawa o wrzenie paliwa w zbiornikach przy niskich ciśnieniach otoczenia, c) dostosowanie izolacji elektrycznej do obniżonych ciśnień, d) opracowanie specjalnych śmigieł i e) doładowywanie silników.

Dla wygody pasażerów należy zwrócić uwagę na następujące okoliczności: a) stworzenie właściwego ciśnienia w kabinie przy pomocy sprężarek, b) utrzymanie normalnej temperatury w kabinie, c) zapewnienie odpowiedniej wilgotności powietrza w kabinie i d) wentylacja kabiny. Należy zwrócić uwagę na możliwość wspólnego rozpatrywania zagadnień silnikowych ze sprawą zapewnienia koniecznej wygody pasażerom.

Dużą rolę odgrywają również zagadnienia konstrukcyjne: a) przekrój kadłuba będzie musiał być kołowy jako najlżejszy, b) drzwi, okna i inne otwory powinny być małe i bardzo wytrzymałe i c) powierzchnie sterujące będą musiały być uruchomiane elektrycznie lub hydraulicznie, gdyż zachowanie bezpośrednich połączeń wprowadziłoby nieszczelności.

Zagadnienia aerodynamiczne były przestudjowane dla 6 hipotetycznych samolotów o tym samym ciężarze całkowitym 18.200 kg. Na podstawie obliczeń, przeprowadzonych dla różnych wypadków stwierdzono m. in., że maksymalna możliwa oszczędność na paliwie, jaką może dać samolot stratosferyczny w porównaniu do normalnego przy zasięgu 3200 km, wynosi 10% ciężaru całkowitego samolotu, w związku z czem powstaje zagadnienie, czy jest możliwe dostatecznie lekkie wyposażenie wysokościowe, któreby usprawiedliwiło budowę samolotu stratosferycznego. Zdaniem autora możliwość taka narazie nie istnieje.

Zbudowanie pierwszego stratosferycznego samolotu doświadczalnego wymaga długich i wyczerpujących badań; ponadto nie można mieć pewności, czy budowa i eksploatacja samolotów stratosferycznych staną się opłacalne. (High Altitude Problems, Michael E. Gluhareff, Journal of the Aeronautical Sciences, March 1936, str. 154—157).

KRONIKA
ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

WYJAZD REDAKTORA T.N.L. DO ANGLJI NA FLYING DISPLAY

Rozumiejąc konieczność utrzymania bliskiego kontaktu z techniką zagraniczną celem zdobycia cennych doświadczeń, jakie ona daje, Komisja Wydawnicza Związku przewidziała w swoim programie prowadzenia pisma informowanie czytelników „Technicznych Nowości Lotniczych" o wszelkiego rodzaju wystawach i pokazach, dających możność zaznajomienia się z najnowszym zagranicznym sprzętem lotniczym. Zdając sobie sprawę z tego, że doroczny pokaz angielskiego sprzętu lotniczego, organizowany pod nazwą „Flying Display", stanowi jedyną tego rodzaju sposobność do zapoznania się z technicznym stanem przodującego w Europie lotnictwa angielskiego, Komisja Wydawnicza Związku uznała za bardzo pożądane zamieszczenie w „Technicznych Nowościach Lotniczych" szczegółowego sprawozdania z tego pokazu, wysyłając w tym celu własnego korespondenta do Londynu. Spełnienie tych zamierzeń zostało umożliwione dzięki uzyskaniu od Departamentu Lotnictwa Cywilnego Ministerstwa Komunikacji subwencji na wyjazd redaktora pisma, kol. Jana Tuszyńskiego, do Londynu. Sprawozdanie z „Flying Display" ukaże się w następnym numerze pisma.

Zarząd pragnie złożyć na tem miejscu podziękowanie Departamentowi Lotn. Cyw. M. K. za tak przychylne ustosunkowanie się do poczynań Związku, dzięki czemu czytelnicy pisma będą mieli możność zapoznania się z danemi, dotyczącemi najnowszego angielskiego sprzętu lotniczego.

NOWOPRZYJĘCI CZŁONKOWIE

Awałow Mikołaj, Warszawa,
Bełkowski Jerzy, Warszawa,
Konarski Mieczysław, Warszawa,
Kurkiewicz Roman, Warszawa,
Łuźniak Bolesław, Warszawa,
Malendowicz Stanisław, Warszawa.

PRZYSTĄPIENIE DO N. O. I.

Spełniając zalecenie ostatniego Walnego Zgromadzenia Zarząd zgłosił w czerwcu przystąpienie Związku do Naczelnej Organizacji Inżynierów Rzeczypospolitej Polskiej (N. O. I.). Delegatami Zarządu do Rady Głównej N. O. I. wybrani zostali kol. kol. Wilhelm Challier i Konrad Jagoszewski. Delegaci Związku przystąpili do prac N. O. I., biorąc udział w zebraniu delegatów, odbytem dnia 18 czerwca b. r.

Zdając sobie sprawę z konieczności zjednoczenia wszystkich inżynierów w Polsce i z ważnych zadań, stojących przed naszym światem technicznym, Zarząd zamierza brać żywy udział w pracach N. O. I.

PRZEDPŁATA w kraju (z przesyłką): kwartalnie zł. 4.50, półrocznie zł. 9.00, rocznie zł. 18,00. Zagranicą z przesyłką zł. 24.00 rocznie. Cena pojedyńczego numeru zł. 1.50. Wpłaty należy dokonywać na konto P. K. O. Nr. 28.358 lub pocztowemi przekazami rozrachunkowemi (rozrachunek Nr. 283), wolnemi od opłat pocztowych.

Wydawca: ROMAN NOWICKI. REDAKCJA i ADMINISTRACJA: Czerwonego Krzyża 21/23 m. 6.
Redaktor odp.: TADEUSZ STAWIŃSKI tel. 2.05.67, czynne codziennie od godz. 17 do 18.

2854 — Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka, Warszawa, Ordynacka 3, tel. 644-59.